

**İSTANBUL TEKNİK ÜNİVERSİTESİ ★ LİSANSÜSTÜ EĞİTİM ENSTİTÜSÜ**

**UÇAK ELEKTRİK DAĞITIM SİSTEMLERİNDE YÜK DENGELEME VE  
ARIZALARIN ANALİZİ**

**YÜKSEK LİSANS TEZİ**

**Yılmaz KARA**

**Elektrik Mühendisliği Anabilim Dalı**

**Elektrik Mühendisliği Programı**

**EYLÜL 2021**



**İSTANBUL TEKNİK ÜNİVERSİTESİ ★ LİSANSÜSTÜ EĞİTİM ENSTİTÜSÜ**

**UÇAK ELEKTRİK DAĞITIM SİSTEMLERİNDE YÜK DENGELEME VE  
ARIZALARIN ANALİZİ**

**YÜKSEK LİSANS TEZİ**

**Yılmaz KARA**

**(504171048)**

**Elektrik Mühendisliği Anabilim Dalı**

**Elektrik Mühendisliği Programı**

**Tez Danışmanı: Prof. Dr. Mustafa BAĞRIYANIK**

**EYLÜL 2021**



İTÜ, Lisansüstü Eğitim Enstitüsü'nün 504171048 numaralı Yüksek Lisans Öğrencisi Yılmaz KARA, ilgili yönetmeliklerin belirlediği gerekli tüm şartları yerine getirdikten sonra hazırladığı “UÇAK ELEKTRİK DAĞITIM SİSTEMLERİNDE YÜK DENGELEME VE ARIZALARIN ANALİZİ” başlıklı tezini aşağıda imzaları olan jüri önünde başarı ile sunmuştur.

**Tez Danışmanı :** **Prof. Dr. Mustafa BAĞRIYANIK** .....  
İstanbul Teknik Üniversitesi

**Jüri Üyeleri :** **Prof. Dr. Mustafa BAĞRIYANIK** .....  
İstanbul Teknik Üniversitesi

**Prof.Dr.Güven KÖMÜRGÖZ KIRIŞ** .....  
İstanbul Teknik Üniversitesi

**Dr.Öğr.Üyesi Gürkan SOYKAN** .....  
Bahçeşehir Üniversitesi

**Teslim Tarihi** : **24 Ağustos 2021**  
**Savunma Tarihi** : **21 Eylül 2021**





*Sevgili ailem ve değerli eşime,*



## ÖNSÖZ

Bu tez çalışmasının oluşturulması sürecinde engin tecrübesini benimle paylaşarak, tüm sorularima açık ve anlaşılır bir şekilde cevap veren ve hiçbir zaman desteğini esirgemeyen danışman hocam Prof. Dr. Mustafa BAĞRIYANIK'a teşekkürlerimi sunarım.

Uçak elektrik üretim ve dağıtım sisteminin tasarımı ve analizi sürecinde karşılaştığım sorunları çözmemde bana yardımcı olan, alanında sahip olduğu bilgi ve tecrübesini tereddüt etmeden benimle paylaşan ve beni yüksek lisans eğitimim boyunca motive edici tutumlarından dolayı değerli mesai arkadaşlarım Gökhan GÜNEY ve Onur ERKAN'a teşekkür ederim.

Son olarak, bana olan sevgi ve desteklerini hiçbir zaman esirgemeyen eğitim hayatım boyunca daima yanımda olup bana güvenen, en büyük motivasyon kaynağım aileme ve hayat arkadaşım olan Gamze ASKEROĞLU KARA'ya tüm sevgi ve içtenliğimle teşekkür ederim.

Ağustos 2021

Yılmaz KARA  
(Elektrik Mühendisi)



## İÇİNDEKİLER

### Sayfa

ÖNSÖZ.....	vii
İÇİNDEKİLER .....	ix
KISALTMALAR .....	xi
SEMBOLLER .....	xiii
ÇİZELGE LİSTESİ.....	xv
ŞEKİL LİSTESİ.....	xvii
ÖZET.....	xix
SUMMARY .....	xxiii
<b>1. GİRİŞ .....</b>	<b>1</b>
1.1 Tezin Amacı .....	3
1.2 Literatür Taraması .....	3
1.3 Tezin Yapısı .....	6
<b>2. UÇAK GÜÇ ÜRETİM, DÖNÜŞTÜRME, DAĞITIM VE YÜK TİPLERİ .....</b>	<b>9</b>
2.1 Uçak Güç Üretim Sistemleri .....	9
2.1.1 AA üretim .....	9
2.1.2 DA üretim .....	10
2.1.3 Uçak güç üretim yapısı .....	12
2.2 Uçak Güç Üretim Dönüştürme Sistemleri .....	13
2.2.1 Sabit frekanslı sistemler .....	13
2.2.1.1 Sabit frekans birleşik sürücülü generatör (BSG) .....	13
2.2.2 Değişken hızlı sabit frekanslı sistemler (DHSF).....	14
2.2.2.1 Döngüsel dönüştürücü (Cycleconverter) yapısı .....	14
2.2.2.2 DA-bağlantı dönüştürücü yapısı .....	15
2.3 Uçak Güç Dönüştürücüleri .....	15
2.3.1 DA/AA (Evirici) dönüştürücü.....	16
2.3.2 AA/DA (TDB) dönüştürücü.....	16
2.4 Uçak Güç Dağıtım Sistemleri .....	17
2.4.1 Uçak dağıtım baraları .....	18
2.5 Uçak Elektrik Yük Tipleri .....	19
2.5.1 Motorlar ve eyleyiciler .....	19
2.5.2 DA motorlar .....	20
2.5.3 AA motorlar .....	21
2.5.4 Aydınlatma .....	22
2.5.5 Isıtma.....	22
<b>3. UÇAK GÜÇ ÜRETİM DAĞITIM SİSTEMİNDE GELİŞMİŞ</b>	
<b>TEKNOLOJİLER.....</b>	<b>23</b>
3.1 Elektrik Sisteminde Faz Dengeleme .....	23
3.2 Elektrik Sisteminde Yük Dengeleme Yönetimi .....	26
3.2.1 Genetik algoritma.....	28
3.2.2 Dinamik Leap-Frog algoritma yöntemi .....	28
3.2.3 Dinamik su doldurma yaklaşımı .....	28

3.2.4 Newton Raphson iyileştirmesi ile bulanık mantık yaklaşımı.....	28
3.2.5 Ağ yeniden yapılandırma metotları.....	29
3.3 Elektrik Sisteminde Yarı İletken Anahtarlama.....	31
<b>4. UÇAK GÜÇ ÜRETİM DAĞITIM SİSTEMİ YAPISI .....</b>	<b>33</b>
4.1 Elektrik Güç Üretim Dağıtımını İncelenecek Uçağın Özellikleri .....	33
4.2 Uçak Elektrik Üretim Dağıtım Sisteminin Matlab Ortamında Modellenmesi. 34	
4.2.1 Değişken frekanslı generatör tasarımı.....	35
4.2.2 Üç fazlı transformatör, diyot köprüsü ve generatör alan kontrolü .....	36
4.2.3 Üç fazlı inverter/evirici ve filtre tasarımı .....	38
4.3 Uçak Üretim Dağıtım Sistemine Yük değişiminin Etkisi .....	39
4.3.1 Statik yük girişinin etkisi .....	39
4.3.2 Dinamik yük girişinin etkisi.....	42
<b>5. UÇAK ELEKTRİK GÜÇ SİSTEMİNDE YARI İLETKEN TEMELLİ ANAHTARLAMA KULLANIM ETKİLERİNİN İNCELENMESİ .....</b>	<b>47</b>
5.1 Uçak Elektrik Sisteminde Yarı İletken Anahtarlama Yapısı.....	47
5.2 Uçak Elektrik Sisteminde Yük Dengeleme Algoritması.....	48
5.3 Uçuş Fazlarının Tanımlanması.....	50
5.3.1 Uçuş yük gruplarının tanımlanması ve analizi.....	52
<b>6. UÇAK GÜÇ ÜRETİM DAĞITIM SİSTEMİNDE ARIZA ETKİLERİNİN İNCELENMESİ .....</b>	<b>61</b>
6.1 DA Bağlantı ve Çıkış Gerilim Analizleri .....	61
6.2 Yük Devrede iken Hat Kısa Devre Analizleri .....	63
6.2.1 Statik yük devrede iken kısa devre analizi .....	63
6.2.2 Dinamik yük devrede iken kısa devre analizi .....	67
6.3 Ark Tipi Kısa Devre ve Analizleri .....	70
6.3.1 Cassie ve Mayr ark modeli.....	70
6.3.2 Yüksek empedans arızası (YEA) ve Emanuel ark modeli .....	71
<b>7. SONUÇ VE ÖNERİLER.....</b>	<b>81</b>
<b>KAYNAKLAR.....</b>	<b>85</b>
<b>ÖZGEÇMİŞ.....</b>	<b>89</b>

## KISALTMALAR

<b>AA</b>	: Alternatif Akım
<b>DA</b>	: Doğru Akım
<b>KMG</b>	: Kalıcı Mıknatıslı Generatör
<b>DHSF</b>	: Değişken Hız Sabit Frekans
<b>BSG</b>	: Birleşik Sürücülü Generatör
<b>GKE</b>	: Gerilim Kaynaklı Evirici (Voltage Source Inverter)
<b>YİGK</b>	: Yarı iletken güç kontrolcüsü
<b>YGB</b>	: Yardımcı güç birimi
<b>YGÜ</b>	: Yer Güç Ünitesi
<b>MIL</b>	: Askeri (Military)
<b>HFD</b>	: Hızlı Fourier Dönüşümü
<b>TDB</b>	: Transformör Doğrultucu Birimi
<b>THB</b>	: Toplam Harmonik Bozulma
<b>YDi</b>	: Yük dengeleme indeksi
<b>DED</b>	: Diferansiyel eşitlik düzenleyicisi
<b>KKT</b>	: Karınca kolonisi tekniği
<b>BTOA</b>	: Bakteriyel toplama optimizasyon algoritması
<b>GKA</b>	: Güç kolu açısı



## SEMBOLLER

<b>V</b>	: Gerilim [V]
<b>R</b>	: Direnç [ohm]
<b>L</b>	: Endüktans [henry]
<b>C</b>	: Kapasitans [farad]
<b>S</b>	: Görünür güç [VA]
<b>P</b>	: Aktif güç [W]
<b>Q</b>	: Reaktif güç [VAr]
<b>n</b>	: Toplam kol sayısı [ ]
<b>V<sub>p</sub></b>	: Pozitif yarım döngü gerilimi [V]
<b>V<sub>n</sub></b>	: Negatif yarım döngü gerilimi [V]



## ÇİZELGE LİSTESİ

### Sayfa

Çizelge 3.1 : Bir AA yük üzerinden beslenen sistemin yer ve uçuş fazları için elektrik yük tablosu [2].....	24
Çizelge 3.2 : Farklı yük dengeleme metotlarının sonuçlarının karşılaştırılması [11]. .....	30
Çizelge 4.1 : GE F404-E motoru parametrik verileri [21].....	33
Çizelge 4.2 : 70 kVA senkron generatör parametreleri [23].	35
Çizelge 4.3 : Gerçek uçuş fazı ve süreleri [24].....	35
Çizelge 4.4 : Simulasyon uçuş fazı ve süreleri. ....	36
Çizelge 4.5 : Üç sargılı üç fazlı transformatör parametreleri [23].....	37
Çizelge 4.6 : Tam dalga doğrultucuya ait parametreler. ....	37
Çizelge 4.7 : Generatör uyartım gerilimini ayarlayan kontrolcüye ait parametreler.	38
Çizelge 4.8 : GKE evirici devresine ait parametreler. ....	38
Çizelge 4.9 : LC filtresine ait parametreler. ....	39
Çizelge 4.10 : Evirici çıkış gerilimini ayarlayan kontrolcüye ait parametreler. ....	39
Çizelge 4.11 : 10 kVA aydınlatma yükünün özellikleri. ....	40
Çizelge 4.12 : 12 kVA asenkron motor özellikleri [23]. ....	43
Çizelge 5.1 : Bir uçağın çalışma fazları [24]. ....	51
Çizelge 5.2 : Uçuş fazlarına göre yük değişimleri [24]. ....	54
Çizelge 6.1 : DA normal çalışma karakteristikleri [27].....	61
Çizelge 6.2 : Değişken hız AA normal çalışma değerleri [27].....	62
Çizelge 6.3 : 4 AWG kablo değerleri [29].....	64



## ŞEKİL LİSTESİ

	<u>Sayfa</u>
Şekil 2.1 : AA generatör elektrik şeması [5].	10
Şekil 2.2 : Şönt sargılı DA generatör [4].	11
Şekil 2.3 : DA gerilim regülatörü [4].	11
Şekil 2.4 : Çift generatörlü yapıdaki geleneksel uçak elektrik mimarisi [5].	12
Şekil 2.5 : Sabit frekanslı BSG şeması [6].	13
Şekil 2.6 : Basitleştirilmiş DHSF diyagramı.	14
Şekil 2.7 : Döngüsel dönüştürücü mimarisi.	15
Şekil 2.8 : DA bağlantı DHSF blok şeması [7].	15
Şekil 2.9 : Uçak içerisindeki evirici fonksiyonu [7].	16
Şekil 2.10 : TDB şeması.	17
Şekil 2.11 : Tek ve YGB generatörlerinden oluşan bara sistemi [8].	19
Şekil 2.12 : Elektriksel lineer eyleyici [9].	20
Şekil 2.13 : Yakıt valfine ait devre şeması [10].	21
Şekil 2.14 : AA uçak fan ekipmanı.	22
Şekil 3.1 : Yarı iletken güç anahtarlama yapısı [2].	23
Şekil 3.2 : Simülasyon çalışmalarında denenen model.	25
Şekil 3.3 : Faz dengeli ve dengesiz sistem dönüş akımları [2].	25
Şekil 3.4 : Yarı iletken anahtar kontrollü elektrik güç dağıtım ağı [11].	27
Şekil 3.5 : YİGK $I^2t$ atma eğrisi [20].	32
Şekil 4.1 : Elektrik analizi gerçekleştirilecek örnek uçak [22].	34
Şekil 4.2 : Uçak üretim dağıtım sisteminin genel şeması [23].	34
Şekil 4.3 : Uçuş Fazlarına ait zaman çizelgesi.	36
Şekil 4.4 : Statik yüke bağlı bara gerilim grafikleri.	41
Şekil 4.5 : Statik yüke bağlı bara akım grafikleri.	42
Şekil 4.6 : Dinamik yüke bağlı bara gerilim grafikleri.	44
Şekil 4.7 : Dinamik yüke bağlı bara akım grafikleri.	45
Şekil 5.1 : Temel mosfet anahtarlama yapısı [25].	48
Şekil 5.2 : Yük dengeleme algoritması.	49

<b>Şekil 5.3</b> : Matlab/Simulink yük dengeleme yapısı. ....	<b>53</b>
<b>Şekil 5.4</b> : Yük dengeleme esnasında faz akımları. ....	<b>56</b>
<b>Şekil 5.5</b> : Yük dengeleme esnasında faz gerilimleri.....	<b>58</b>
<b>Şekil 6.1</b> : 270 VDA bağlantı gerilim karakteristiği. ....	<b>62</b>
<b>Şekil 6.2</b> : Bara çıkış gerilim grafiği. ....	<b>62</b>
<b>Şekil 6.3</b> : Çıkış gerilimi harmonik analizi. ....	<b>63</b>
<b>Şekil 6.4</b> : Yük kablosunun modellemesi. ....	<b>64</b>
<b>Şekil 6.5</b> : Statik yük ve yük anahtarı. ....	<b>65</b>
<b>Şekil 6.6</b> : Statik yük kısa devre gerilim grafikleri. ....	<b>65</b>
<b>Şekil 6.7</b> : Statik yük kısa devre akım grafikleri.....	<b>66</b>
<b>Şekil 6.8</b> : Dinamik yük ve yük anahtarı. ....	<b>67</b>
<b>Şekil 6.9</b> : Dinamik yük kısa devre gerilim grafikleri. ....	<b>68</b>
<b>Şekil 6.10</b> : Dinamik yük kısa devre akım grafikleri. ....	<b>69</b>
<b>Şekil 6.11</b> : Cassie veya Mayr ark modelinin uygulanması [30]. ....	<b>71</b>
<b>Şekil 6.12</b> : Emanuel ark model [3]. ....	<b>72</b>
<b>Şekil 6.13</b> : Yüksek empedans arızası uygulaması. ....	<b>73</b>
<b>Şekil 6.14</b> : Yük devrede değilken meydana gelen ark arızasındaki bara akımı. ....	<b>73</b>
<b>Şekil 6.15</b> : Statik yük devredeyken meydana gelen bara akımları. ....	<b>74</b>
<b>Şekil 6.16</b> : Dinamik yük devredeyken meydana gelen bara akımları. ....	<b>75</b>
<b>Şekil 6.17</b> : Yüksüz durumdaki bara akımlarının THB grafiği.....	<b>76</b>
<b>Şekil 6.18</b> : Statik yük varken bara akımlarının THB grafiği. ....	<b>77</b>
<b>Şekil 6.19</b> : Dinamik yük varken bara akımlarının THB grafiği. ....	<b>78</b>

# UÇAK ELEKTRİK DAĞITIM SİSTEMLERİNDE YÜK DENGELEME VE ARIZALARIN ANALİZİ

## ÖZET

Bu tez çalışmasında, tek generatörlü uçaklarda elektrik güç üretim dağıtım sisteminin tasarımı ve analizi gerçekleştirilmiştir. Elektrik güç üretim dağıtım sisteminin tasarımında literatür taraması sonucu elde edilen parametreler temel alınmıştır. Yapılan her türlü hesaplamalar ve bunların sonucunda ortaya çıkan değerlerle sistemin modellenmesi gibi işlemler bu parametrelerin kullanılması sonucunda gerçekleştirilmiştir.

Uçak güç üretim dağıtım birimi, temel olarak bir uçağın motor tahriki ve generatör yardımıyla elektrik üretim ve aynı zamanda üretilen enerjini dağıtımını sağlayan ana uçak bileşenlerinden birisidir. Uçak güç üretim dağıtım tasarımı sırasında temel olarak elektrik sistemlerinin yanında mekanik, yapısal ve elektronik gibi birçok mühendislik disiplininin göz önünde bulundurulması gereklidir. Bundan dolayıdır ki bir uçak güç üretim dağıtım yapısının tasarımı, imalat süreci göz önüne alınırsa bir uçağın en karmaşık süreçlerinden birisidir. Aynı zamanda elektrik sisteminde meydana gelecek arızalar uçak üzerinde ciddi olabilecek yapısal ve mekanik etkiler oluşturur. Bu durum da uçağın performansını ve malzeme yorulmaları gibi birçok konuyu doğrudan etkileyecektir. Elektrik güç üretim ve dağıtım sisteminin tasarım sürecinde uçağın güç ihtiyacı ve yüklerin karakteristikleri özellikle elektrik güç üretim ve sonrasında dağıtım sistemi tasarımını doğrudan etkilemektedir. Tez çalışmasında tek generatörlü uçaklar üzerine odaklanılarak, incelemelerde ele alınan örnek eğitim jet uçağı için meydana gelebilecek arıza durumlarında çeşitli yük karakteristikleri göz önünde bulundurulmuştur.

Tez kapsamında ilk olarak literatür araştırması gerçekleştirilmiştir. Bu araştırma sonucunda elektrik güç üretim ve dağıtım sisteminde kullanılacak, oluşturan alt bileşenler hakkında bilgiler verilmiştir. Aynı zamanda son tüketici olarak kullanılacak potansiyel yük grupları hakkında örnekler verilmiştir. Enerji üretimi sırasında

kullanılacak jet motoru, iyi performansı ve havacılık platformlarında yaygın olarak kullanılması göz önüne alınarak General elektrik firmasının F-404 motoruna ait değerler temelinde incelenmiştir.

Tez çalışmasının bir sonraki adımında ise uçakların güç üretim sistemi için yaygın olarak kullanılan frekansa bağlı olarak değişiklik gösteren iki farklı sistemin incelenmesi gerçekleştirilmiştir. Bu incelemeler için literatür araştırması yapılmış ve detaylı olarak anlatılmıştır. Her iki sistem hakkında genel olarak anlatılan ve ortaya konulan yapılar göz önüne alınmış ve ağırlık, yakıt tüketimi, yerleşim maliyeti, bakım gibi durumlar göz önüne alınarak uçuş fazına göre değişken frekanslı sistem incelemeler için tercih edilmiştir. Değişken frekanslı sistemler içerisinde; yapısının daha kararlı ve güvenilirlik katsayısının yüksek olması, aynı zamanda yaygın olarak tercih edilmesinden dolayı doğru akım yapısında tasarımların modellenmesi ile ilerlenmiştir.

Çalışmanın bir sonraki kısmında uçak güç üretim dağıtım sisteminde meydana gelen yenilikler hakkında literatür taraması gerçekleştirilmiştir. Öncelikle her bir faz üzerindeki gerilim ve akımın dengelenmesine yönelik yapılan çalışmalar ve sonuçları hakkında bilgiler verilerek, tez çalışması içerisinde gerçekleştirilen yük dengeleme yöntemleri ve kullanım alanları hakkında bilgilendirme yapılmıştır. Tez çalışmasında kullanılacak yük dengeleme ile anahtarlama kayıplarını çok düşük seviyelere indiren ve esnek bir kontrol yapısı sunan yarı iletken anahtarlama sistemleri açıklanmıştır.

Genel olarak kullanılacak yapıya ait seçimler yapıldıktan sonra uçak sisteminin dağıtım yapısı hakkında bilgi verilmiştir. Sonrasında önem sırasına göre yüklerin nasıl sınıflandırılması ve bara yapısının oluşturulması gerektiği anlatılmıştır. Ardından genel hatlarıyla seçilen sistemin Matlab/Simulink simülasyon programında modellenmesi gerçekleştirilmiştir. İlk önce güç üretim sistemine ait parametrik veriler kullanılarak değişken frekanslı yapıda olacak generatöre ait modelleme gerçekleştirilmiştir. Ardından kontrol yapısıyla birlikte 3 fazlı 3 sargılı transformatör yapısının ve diyot köprüsünü tasarımları belirlenen parametrelere göre gerçekleştirilmiştir. Oluşturulan DA-bağlantısı yapısından sonra kullanılacak evirici ve filtre ve evirici kontrol yapısının parametrelere bağlı olarak tasarımı simülasyon programında gerçekleştirilmiştir. Son olarak kullanılacak statik ve dinamik yük yapılarının etkileri grafiklerle gösterilmiştir.

Tez çalışmasının yeni nesil uygulamaları kapsamında, yine Matlab/Simulink programı üzerinde kullanılacak yarı iletken yapısına ait tasarım çıktıları verilmiştir. Ayrıca önceki bölümlerde literatür altyapısı verilen yük dengeleme yöntemi üzerinde 9 farklı yük grubu kullanılarak yük dengeleme çalışması gerçekleştirilmiş ve sonuçları grafiklerle verilmiştir. Ayrıca bu yük dengeleme modeli esnasında kullanılacak yük gruplarının ve simülasyon senaryolarının tanımlamaları çizelge ve grafikler halinde bu bölüm altında verilmiştir.

Çıkış akım ve gerilimlerinin, havacılık alanında yaygın olarak kullanılan askeri standartlardan biri olan 704 standartına göre uygunluk durumları incelenmiştir. Statik ve dinamik sistemleri devrede iken 3 fazlı kısa devre arızası meydana gelme durumu için analizler gerçekleştirilerek elde edilen grafikler ve sonuçlar verilmiştir. Yüksek empedanslı ve rastgele değişim özellikleri içeren ark tipi kısa devre arızaları ve türleri hakkında bilgi verilmiş ve bu tip arıza modelleri içinde Emanuel modeli sisteme uygulanarak incelemeler gerçekleştirilmiştir.

Tez çalışmasının sonucunda, örnek olarak ele alınan jet eğitim uçağı için tasarlanan güç üretim dağıtım sisteminin havacılık standartları açısından değerlendirilmesi ve geliştirilen yük dengeleme algoritmasının sisteme uygulamasının sonuçları irdelenmiştir. Ayrıca meydana gelebilecek çeşitli arızaların sistem davranışları üzerinde etkilerini gösteren sonuçlar grafiklerle verilmiştir. Akıma dayalı kullanılabilen koruma sistemleri ile tespit edilme zorluğu olan ark tipi arızalar modellenerek tespit yöntemi geliştirenlere yol gösterebilecek sonuçlar elde edilmiştir.



# **LOAD BALANCING AND FAULTS ANALYSIS IN AIRCRAFT ELECTRIC DISTRIBUTION SYSTEMS**

## **SUMMARY**

In this thesis, the design and analysis of the electrical power generation distribution system in single-generator airplanes was carried out. In the design of the electric power generation distribution system, the parameters obtained in consequence of the literature review were taken as a basis. All kinds of calculations and the modeling of the system with the resulting values were carried out as a result of using these parameters.

Aircraft power generation distribution unit is one of the main aircraft components that provides electricity generation and at the same time distribution of the generated energy with the help of an aircraft engine drive and generator. During the design of aircraft power generation distribution, it is necessary to consider many engineering disciplines such as mechanical, structural, and electronic, besides the electrical systems. Therefore, the design of an aircraft power generation distribution structure is one of the most complex processes of an aircraft, considering the manufacturing process. At the same time, failures in the electrical system create structural and mechanical effects that can be serious on the aircraft. This will directly affect the performance of the aircraft and many issues such as material fatigue. In the design process of the electrical power generation and distribution system, the power requirement of the aircraft and the characteristics of the loads directly affect the design of the electrical power generation and distribution system, especially after it. In the thesis study, focusing on single-generator airplanes, various load characteristics were considered for the failure situations that may occur for the sample trainer jet aircraft discussed in the studies.

Within the scope of the thesis, firstly, literature research was carried out. As a result of this research, information is given about the sub-components that can be used in the electric power generation and distribution. At the same time, examples are given about

potential load groups to be used as end consumers. The jet engine to be used during power generation has been examined based on the values of the F-404 engine of the General Electric company, considering its good performance and widespread use in aviation platforms.

In the next step of the thesis study, two different systems, which vary depending on the frequency commonly used for the power generation system of the aircraft, were examined. For these studies, a literature search was made and explained in detail. The structures explained and presented in general about both systems were taken into consideration and the variable frequency system according to the flight phase was preferred for the examinations, considering the conditions such as weight, fuel consumption, settlement cost and maintenance. In variable frequency systems, since the structure is more stable and the reliability coefficient is high, and it is widely preferred, it has been advanced by modeling the designs in the direct current structure.

In the next part of the study, a literature review was conducted about the innovations in the aircraft power generation distribution system. First of all, information about the studies and results of the voltage and current balancing on each phase was given, and information was given about the load balancing methods and usage areas carried out in the thesis study. Semiconductor switching systems, which reduce the switching losses to very low levels and offer a flexible control structure, with load balancing to be used in the thesis study are explained.

After the selection of the structure to be used in general, information is given about the distribution structure of the aircraft system. Afterwards, it is explained how the loads should be classified in order of importance and the busbar structure should be created. Then, the selected system was modeled in the Matlab/Simulink simulation program. First, the modeling of the generator, which will be in variable frequency structure, was carried out by using the parametric data of the power generation system. Then, the design of the 3-phase 3-winding transformer structure and the diode bridge together with the control structure were carried out according to the determined parameters. The design of the inverter and filter and the inverter control structure to be used after the DC-connection structure was created, depending on the parameters, was carried out in the simulation program. Finally, the effects of static and dynamic load structures to be used are shown in graphics.

Within the scope of the new generation applications of the thesis, the design outputs of the semiconductor structure to be used on the Matlab/Simulink program are given. In addition, load balancing work was carried out using 9 different load groups on the load balancing method, the literature infrastructure of which was given in the previous sections, and the results were given with graphics. In addition, the definitions of the load groups and simulation scenarios to be used during this load balancing model are given in tables and graphics under this section.

The conformity of the output currents and voltages according to the 704 standard, which is one of the military standards widely used in aviation, has been examined. The graphs and results obtained by performing analyzes for the occurrence of 3-phase short-circuit failure when the static and dynamic systems are active are given. Information about arc type short-circuit faults and types, which have high impedance and random variation features, were given and investigations were carried out by applying the Emanuel model to the system within this type of fault models.

As a result of the thesis, the evaluation of the aircraft power generation distribution system designed for the jet trainer, which is considered as an example, in terms of aviation standards and the results of the application of the developed load balancing algorithm to the system were examined. In addition, the results showing the effects of various malfunctions that may occur on the system behavior are given in graphics. By modeling arc type faults that are difficult to detect with current-based protection systems, results that can guide those who develop detection methods have been obtained.



## 1. GİRİŞ

Dünya üzerinde genel olarak insan ve yük taşımacılığı yapmak üzere ön planda olan ve bunun dışında farklı fonksiyonlara da sahip olan motorlu araçların önemi gün geçtikçe artmaktadır. İlk zamanlarda teknolojik imkanlar dahilinde kara araçları kullanılsa da zamanla ihtiyaçların değişmesi ve paralelinde teknolojinin gelişmesiyle deniz ve hava rotalarını kullanabilecek araç gerekliliğine olan ihtiyacı ortaya çıkarmıştır. Bu araçların tercih edilmesinde zaman ve maliyet gibi ana unsurlar etkili olmaktadır. Özellikle de zaman ve rota bakımından avantajlı konuma sahip olan hava araçları gün geçtikçe büyük bir önem kazanmaktadır. Özellikle bu açıdan bakıldığında hava aracıyla yolcu taşımacılığı 2000 yılında 2 milyar seviyesinde iken 2019 yılında yaklaşık %100 artarak 4 milyar seviyesine ulaşmıştır [1]. Bu durum popülaritesinin yıl geçtikçe arttığına bir işarettir.

Normal araçlara benzer olarak bir hava aracı mekanik, hidrolik, pnömomatik ve elektrik gibi çeşitli disiplin altındaki sistemlerin birleşiminden oluşmaktadır. Bu sistemler içerisinden mekanik sistemler; geçmişten günümüze yaygın bir şekilde kullanılırken, uçak ağırlığının azaltılması ve aynı yakıt miktarıyla menzilin iyileştirme gibi ihtiyaçlarından dolayı farklı bu sistemlerin farklı formlarda kullanılması gerekliliği ortaya çıkmıştır. Bu gereklilikten dolayı mekanik sistemlerin yerine daha hafif ve bakım sıklığı düşük olan elektrikli sistem ve ekipmanların sayısı gün geçtikçe artış göstermektedir [2].

Ekipmanların elektrik ihtiyacının artmasıyla beraber elektrik sistem tasarımı önem kazanmaktadır. İlk zamanlarda uçak elektrik güç üretim ve dağıtım sistemlerinde doğru akım kaynağı seçilerek sistemlerin güç ihtiyacı karşılanırsa da artan güç ihtiyacıyla birlikte alternatif akımla çalışan sistemlerin kullanımı yaygınlık kazanmaya başlamıştır. Uçak motorunun görev profiline bağlı olarak mekanik shaft hızı sürekli olarak değişmektedir. Bu sistemler beslenirken üretim sisteminden gelecek değişken değerlerden sabit gerilim ve frekans elde edebilmek ekipman sağlığı açısından önemlidir. İlgili sabit gerilim ve frekansı elde edebilmek adına ilk zamanlarda dişli prensibine dayanan mekanik sistemler kullanılsa da ağırlık ve bakım problemlerinden ötürü sistemin iyileştirme ihtiyacı ortaya çıkmıştır. Bu iyileştirme kapsamında yarı

iletken teknolojisinden faydalanarak doğrultucu ve evirici ekipmanların kullanılmasıyla sabit gerilim ve frekans elde edilmiş ve ilgili endişeler en aza indirilmeye çalışılmıştır.

Dağıtım çıkışında elde edilen sabit gerilim ve frekans ile sistemde ilgili yükler beslenirken, uçaktaki yüklerin fazlar üzerindeki dağılımı da önem arz etmektedir. Bu dağılımı en uygun şekilde yapabilmek adına her uçuştan önce yük profili belirlenerek fazlar üzerinde dengeli bir yapıda dağıtılması sağlanmalıdır. Bu sayede dönüş akımları sıfıra yakın değere yaklaştırılarak hem kayıplar en aza indirilecek hem de normale göre daha ince kablo seçilebilecektir. Bu sayede uçak ağırlığında en az %10'luk bir azalma ve paralelinde de uçuş menziline artış meydana gelecektir [2]. Paralel olarak yüklerin de dengeli bir şekilde dağıtılabilmesi adına yük dengeleme yapıları da tercih edilmektedir. Bu sayede sistem fazları birbirlerine yakın değerlerde yükleri besledikleri için aşırı yüklenme problemi ortadan kaldırılmış olacaktır. Ayrıca aşırı yüklenme durum riskinin azaltılmasından dolayı kablo seçiminde ekstra kalın seçilmesine gerek kalmayarak uçak ağırlığı konusunda avantaj sağlayacaktır. Dengeleme yöntemlerinin yanında sistemlerin hızlı ve nispeten daha az kayıpla yapılmasına imkan veren yarı iletken anahtarlama teknolojisi de uçak sistemleri için önemli bir araştırma konusudur. Ayrıca hacim ve esnek kontrol açılarından avantaj sağlaması sayesinde uçak içerisindeki kullanım alanı artış göstermeye başlamıştır.

Sistem tasarımları yapılırken bir diğer konu da elde edilecek gerilim, akım gibi değerlerin kalitesidir. Özellikle de tek generatörlü yapılarda yedekli bir sistem varlığı söz konusu değilse bu durum daha da önemli hale gelebilmektedir. Dağıtım baralarından izin verilen değer aralıklarında elde edilecek gerilimin uygulanabilmesi çalışacak ekipman açısından önemli bir durumdur. Ayrıca sistem içerisinde bazı arıza durumları da bu çalışma koşullarından etkilenebilir. Özellikle de sıklıkla karşılaşın kısa devre arızaların sistemin kullanım ömrü açısından önem arz etmektedir. Arızanın hızlı bir şekilde ortadan kaldırılabilmesi ve sistem arızalarının öncesinde tespit edilebilmesi gibi konular üzerinde çalışılan konulardır [3]. Ayrıca tespit edilmesi kısa devreye nazaran zor olan yüksek empedanslı ark arızası da zaman içerisinde malzeme ömrünü azaltabildiğinden dolayı uçak elektrik sistemi için dikkate alınması gereken bir arıza çeşididir. Arızanın oluşmasının önlenmesi adına bakım ve kontrollerin düzenli yapılmasının yanında bu arızaların, uçak elektrik sistemi üzerinde çalışılarak geliştirilebilecek ekipmanlar sayesinde kısa sürede tespit edilerek ortadan kaldırılması

sistem ve ekipman sağlığı açısından önemli bir husustur. Bu doğrultuda yapılan çalışmalarda uçak sisteminin genel elektrik gc üretim dağıtım yapısı haritalandırılmaya çalışılmaktadır. Bu sayede görsel olarak arızanın hangi hat üzerinde gerçekleştiği kolayca tespit edilebilecektir. Özellikle de yer bakım personeli için bu yöntemin uygulanabilmesi arıza tespitini hızlı bir şekilde yapılarak uçuş anında meydana gelebilecek riski en aza indirebilecektir.

### **1.1 Tezin Amacı**

Bu çalışmada uçak gc sisteminin en önemli parçalarından biri olan ve son kullanıcı olan yüklere belirlenen koşullar altında belirlenen ekstrem koşullarının etkilerinin analizi gerçekleştirilecektir. Yük dengesizlik durumu veya arıza meydana geldiğinde sistemin uygun bir şekilde cevap vererek toparlanması beklenmektedir ve bu durumlar göz önüne alınarak tasarım ve çalışmalar gerçekleştirilecektir. Çeşitli yükleme koşulları ve senaryoları esnasında sistemin davranışları gözlemlenecektir. Bunun nedeni, uçuş fazları esnasında sürekli farklı koşul ve yüklere maruz kalma durumudur. İniş ve kalkış anında meydana gelecek farklı yüklenmeler için de zamana bağlı olarak senaryolar oluşturularak gc üretim ve dağıtımı modellenecek uçağın içerisinde denenecektir. Farklı yüklenmeler ve ark tipi arıza durumlarında sistemin davranışları ve yük dengeleme yöntemleri literatürde yaygın olan durumun aksine karasal sistemlerden ziyade havacılık alanında incelenecektir.

### **1.2 Literatür Taraması**

Uçak elektrik gc üretim ve dağıtımın siteminde ilk olarak üretim tipinin ve kullanılacak platforma göre seçimine nasıl karar verilmesi durumu önem taşımaktadır. Seçilecek retim şeklinin ilgili platforma nasıl bir avantaj veya dezavantaj getireceği durumlarının karşılaştırılması tasarım için önemli konulardan biridir. Burada dikkat edilen hususlardan bazıları güvenilirlik, bakım sıklığı ve yakıt tkettimidir. Genel olarak sistem araştırmaları yapılırken de bu karşılaştırmalar sürekli olarak gündeme getirilmektedir. Üretim yöntemlerinin geçmişine bakıldığında, mekanik sürücülü yapı kullanılmasıyla motor hızının değişiminden bağımsız olarak şaft hızının sabit tutulması sağlanmış ve bu sayede sabit frekans altında sabit gerilim değerleri elde edilmiştir. Gelişen gc elektroniği teknolojisiyle aynı frekans ve gerilim değerlerinin elde edilmesi daha az sayıda bileşen ve mekanik yapıya nazaran daha kck boyutlarda

tercih edilmiştir. J. Chen'in (2010) çalışmasında AA ve DA olarak tüm üretim tipleri incelenmiş ve bu tiplerin karşılaştırması tablo olarak verilmiştir. Bu çalışma neticesinde AA üreten sistemlerde değişken frekanstan sabit frekans elde etme noktasında kullanılacak güç elektroniği yapısının tercih edilmesi ağırlık, verimlilik ve güvenilirlik açısından daha uygun olmaktadır.

Üretim sistem yapısının belirlenmesinden sonra sistem tasarımının yapılması ve parametrelerin seçilmesi simülasyon çalışması için bir diğer önemli konudur. Bu sistemin kritik parçalarından birisi generatör seçimidir. Uçak platformlarında kullanım durumu da göz önüne alındığında üretim amacıyla senkron generatör seçimi ön plandadır. I.Moir ve A. Seabridge'nın (2008) sistem entegrasyonunu anlattığı kitabında senkron generatör tiplerinden uçak sistemleri için sabit mıknatıslı ve alan uyarımlı uyarım şekillerinin tercih edildiği ifade edilmiştir. Gerilim kontrolündeki kontrol kolaylığı açısından alan uyarımlı yapının uçak platformlarında tercih edilmesinin sistem güvenilirliği ve kontrol esnekliği açılarından faydalı olduğuna yer verilmiştir. Senkron generatörde harmonik bozulma oranı standartlara göre yüksek ve güç faktörü değeri düşük olabilmektedir. A. Eid, H.E. Kishky, M.A. Salam ve M.T. Mohandes'in (2009) yapmış oldukları çalışmada bu bozulma değerlerini en aza indirerek iyileştirebilmek amacıyla 3 sargılı ve çıkışında 12 darbeli kontrolsüz dönüştürücü yapısını tercih etmişlerdir. Kontrolsüz dönüştürücü çıkışında elde edilen doğru akım direkt olarak kullanılabilirdiği gibi besleyeceği alternatif akım yükleri nedeniyle bir eviriciye ihtiyaç duymaktadır. Evirici çıkışında elde edilecek alternatif akım harmonik içeriğe sahip olabilmektedir. Yine bu çalışmada bu harmonik değerini izin verilen uçak standart değerleri arasında tutabilmek için pasif filtre yapısının kullanılması çalışma sağlığı açısından faydalı olmaktadır. Aynı şekilde senkron generatörle üretilen ve pasif filtreden geçirilen çıkış gerilimlerinin kontrolü amacıyla, ölçümler yapılarak daha esnek yapıya sahip olan PI kontrol metodu çalışmalarda tercih edilmiştir. A. Eid, H.E. Kishky, M.A. Salam ve M.T. Mohandes (2009)'lerin yapmış olduğu çalışmada tek generatörlü bir yapı için DC ara bağlantı yapısını kurulmayı hedefleyen bir yapı simülasyon programında modellenmiştir. Modellenen bu yapı için yük tipleri ve aktif güç kontrol yapısı incelenmiştir. Generatör ve sistem için kontrol parametreleri verilerek yük tiplerinin aktif güç kontrol yapısına olan davranışları irdelenmiştir. Elektrik güç üretim dağıtımın sisteminin Matlab 'de tek generatörlü

yapıyla modellenmesi yapılırken bu kaynaktaki örnek sistem verileri dikkate alınacaktır.

Sistemin tam olarak tasarlanabilmesi açısından uçak yükleri hakkında da bilgi sahibi olması önemlidir. Bir uçak sisteminde kalkış anından inişe kadar geçen süre içerisinde birçok yükün giriş, çıkış ve değişimi meydana gelmektedir. Meydana gelen bu durumlar neticesinde sistemde geçici veya kalıcı olarak dengesizlikler meydana gelmektedir. M.Terörde, H. Wattar ve D.Schulz'un (2014) yaptığı çalışmada meydana gelebilecek faz dengesizlikleri ve çoklu yapıdaki anahtarlama modüllerinin kullanılmasının etkileri incelenmiştir. Özellikle bu çalışmanın temel amacı, çoklu anahtarlama yapısının düzen ve sırasının kullanılacak uygun optimizasyon algoritmasıyla birlikte sisteme ve uçuş performansına sağlayacağı avantajlarının ortaya koyulmasıdır. Yapılan çalışmalar neticesinde, her bir faz gerilimi dengelenerek dönüş akımlarının sıfıra yaklaştırılması aynı zamanda kablo ağırlıklarının ve kayıpların azalması ve bu sayede uçuş performansının artırılması gibi durumlar çalışma sonucunda yapılan simülasyon verileriyle ortaya konulmuştur. Yüklerin giriş çıkışlarının da sisteme ciddi bir etkisi bulunmaktadır. Özellikle yük giriş çıkışlarının her bir faz üzerinden geçecek akım ve güç ihtiyacına doğrudan etki etmektedir. K. Wang, S.Skiena ve T.G.Robertazzi'nin (2012) hazırlamış olduğu teknik raporda sistemi en uygun denge halinde tutabilecek yük dengeleme algoritmaları tanıtılmıştır. Algoritmaların performansları yapılan karşılaştırma çalışmalarıyla ortaya konulmuştur. Bu algoritmaların içerisinden dinamik programlamanın cevap hızının iyi olduğuna fakat algoritma yapısının karışıklığına yer verilmiştir. Kolay anlaşılabilir ve uygulanabilir bir diğer yöntem de kapsamlı arama yöntemidir. Bu algoritmanın kullanılması rahat uygulanabilir anahtarlama yapısından dolayı sistem çalışma ve anahtarlama olumlu etkileri bulunmaktadır. Bu sayede aşırı yüklenmenin önüne geçirilerek, sistem sağlığının ideal seviyelerde tutulması sağlanacaktır. Tüm bu dengeleme işlemleri yapılırken kullanılan anahtarlama yapısı etkilidir. M.Glass'ın (2010) yaptığı karşılaştırma çalışmasında mekanik yapıda ve yarı iletken yapıda kullanılan anahtarlama yapılarının karşılaştırmalarını değerlendirmiştir. Güç elektroniği yapısına dayanan yarı iletken yapının, kontrol ve bağlantı esnekliği, ağırlık ve anahtarlama frekansı gibi konulardan sisteme ciddi avantaj sağladığı ortaya konulmuştur.

Sistem modellemeleri yapılırken kullanılan platforma bağı olarak ilgili standart üzerinde verilen değerlere uygunluğu sistem çalışmaları için önemli bir konudur. Tasarımların bu doğrultuda yapılması, uygulanması düşünülen senaryoların doğruluğu ve analizler için önem arz etmektedir. Arıza senaryosunun uçak içerisinde meydana gelmesi aksiyon alınması gereken ciddi konulardan biridir. Bu arızanın meydana getirebileceği maddi ve manevi hasarları ortadan kaldırabilmek için etkilerinin tespiti önemlidir. G. Kusic (2004) bu arızaların tespitine yönelik çalışmada bulunmuş ve kullanılacak ölçüm yöntemlerine değinmiştir. Arıza anında ölçülen değerler ile alternatif ve doğru akım içeren sistemler için kullanılacak yöntemin önemine vurgu yapılmıştır. Burada meydana gelebilecek arıza değerleri gözle görülebilir olduğu için tespiti kolay olabilmektedir. Bazı sistemlerde ise meydana gelebilecek arıza türü akım seviyeleri limitin çok az üzerinde artışlara sebebiyet verdiği için tespiti oldukça zor olabilmektedir. M.Faiz, A.Q. Chang, A.Z. Pathan ve A.F. Chaudhary'nin (2020) ortaya koyduğu çalışmada yüksek empedansa bağı olarak meydana gelen hatalar ve algılama yöntemi ele alınmıştır. Bu kapsamda karasal sistemlerde kullanılacak ark arıza modelleri tanımlanmış ve etkileri grafiklerle ortaya konulmuştur. Bu açıdan incelendiğinde, uçak sistem çalışmaları için de sisteme uygunluğu ve etkileri açısından Emanuel modelin kullanılması ve tespit noktasında da hızlı Fourier dönüşümünden faydalanılması uçak sistemi için daha uygun olacaktır.

### **1.3 Tezin Yapısı**

Bu tez çalışması toplamda 7 bölümden oluşmaktadır. Birinci kısımda tezin amacı açıklanarak ve literatür taramasına yer verilmiştir. İkinci kısımda, uçak güç üretim sistemleri altında üretim şekilleri ve bu üretimin sabit frekans altında nasıl yapılabileceğine ait yöntemler açıklanacaktır. İlerleyen alt başlıklarda potansiyel kullanıma sahip dönüştürücü tipleri, dağıtım sistem yapısı ve yük tipleri anlatılacaktır. Üçüncü bölüm altında, uçak için sistemleri için geliştirilmesi düşünülen faz, yük dengeleme ve yarı iletken çalışmaları özetlenecektir. Dördüncü bölümde, incelenecek tek generatörlü yapı için seçilen örnek uçak modeline ait parametreler verilerek sırasıyla dağıtım ve yük yapısının modellenmesi gerçekleştirilecektir. Beşinci bölümde üçüncü bölümde verilen yapılar kullanılarak anahtarlama ve yük algoritması dördüncü bölümde modellenen sisteme uygulanarak etkileri incelenecektir. Altıncı bölümde modellenen yapının ele alınacak standarta uygunluğu incelenecek ve farklı

yük karakteristiği altında kısa devre ile ark tipi kısa analizleri gerçekleştirilecektir. Yedinci ve son bۆlümde ise yapılan çalışma ve analiz sonuçları anlatılarak tez çalışması tamamlanacaktır.





## **2. UÇAK GÜÇ ÜRETİM, DÖNÜŞTÜRME, DAĞITIM VE YÜK TİPLERİ**

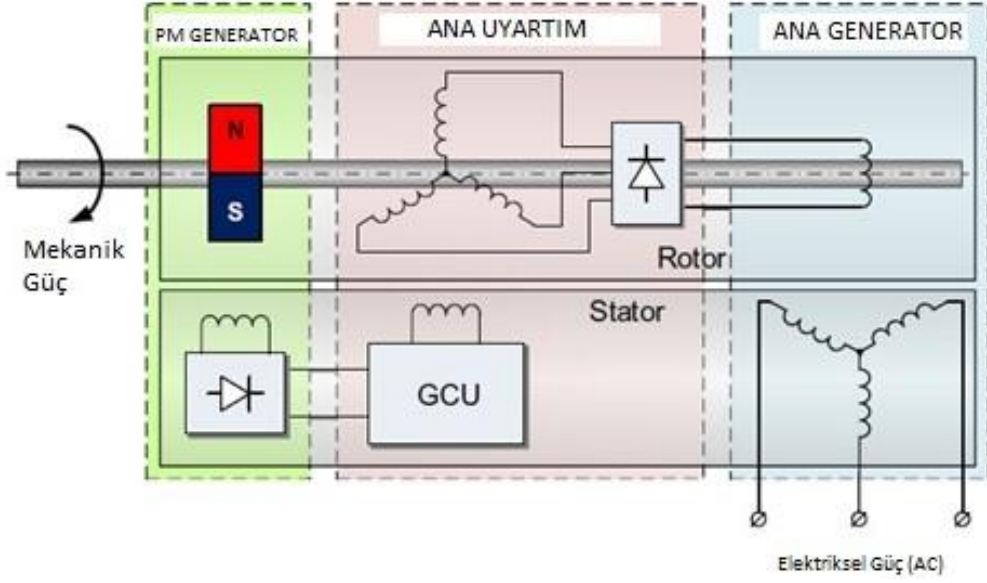
Tezin bu bölümünde uçak üretim, dönüştürme, dağıtım sistemleri ile yaygın olarak kullanılan yük tipleri tanıtılmaya çalışılacaktır. Güç üretim sistemlerin yapıları ile avantaj ve dezavantajları göz önüne alınarak sabit frekans elde edebilmek adına uygun bağlantı tipinin seçimi yapılmaya çalışılacaktır. Sistem içerisinde çoğu çalışmaya referans olan dönüştürücülerin yapısı ve kullanım alanları örneklerle verilecektir. Uçak içerisinde bulunan yüklerin karakteristikleri ve çalışma prensipleri örnek kullanımlarıyla verilmiştir.

### **2.1 Uçak Güç Üretim Sistemleri**

Geçmişten günümüze uçak üzerindeki güç üretim birimleri ihtiyaca göre değişiklik göstermiştir. İlk zamanlarda daha düşük güçlerde ve DA olarak başlayan üretim şekli zaman ve gelişen teknolojiyle birlikte yerini yüksek gerilimli veya yüksek güçlü üretim şekline bırakmaya başlamıştır. Uçaklarda genel olarak AA ve DA olarak 2 tipte üretim yapılmaktadır. Günümüz uçaklarında ise en yaygın biçimde AA olarak 115 V 400 Hz, DA olarak da 28V ile 270 V üretim tipleri tercih edilmektedir [4].

#### **2.1.1 AA üretim**

Birincil güç üretim dağıtım birim olarak modern uçaklarda tercih edilen üretim tipidir. Bu üretim tipinde genellikle senkron generatör kullanımı tercih edilmektedir. Genellikle ticari uçaklarda kullanılan kalıcı mıknatıslı generatöre (KMG) ait blok şeması Şekil 2.1'de verilmiştir.



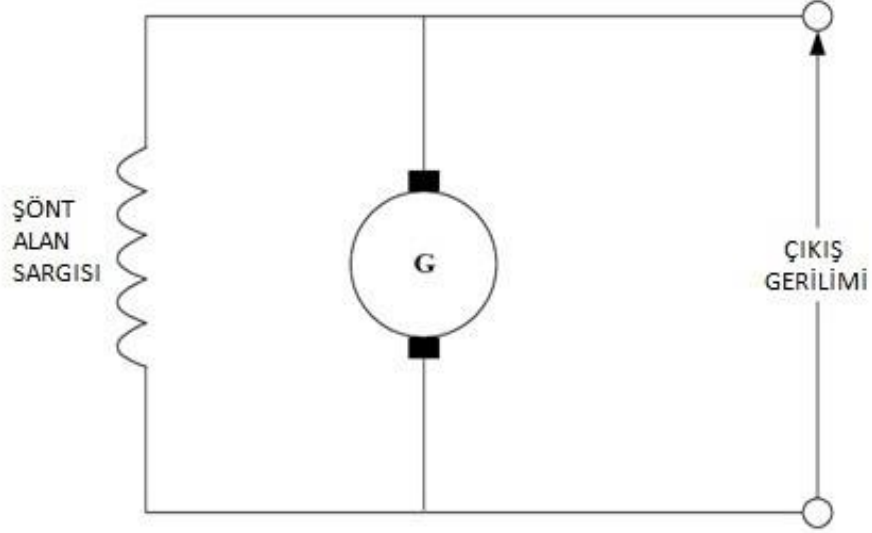
Şekil 2.1 : AA generatör elektrik şeması [5].

Yukarıdaki şekilde sabit mıknatıslı yapının gösterimi verilmiştir. Fakat eğitim jeti için kullanılması düşünülen generatörden dolayı yapılacak çalışmalarda uyartım gerilimini sürekli olarak geri beslemeyle ayarlayıp uyartım sargılı modeli incelenecektir.

### 2.1.2 DA üretim

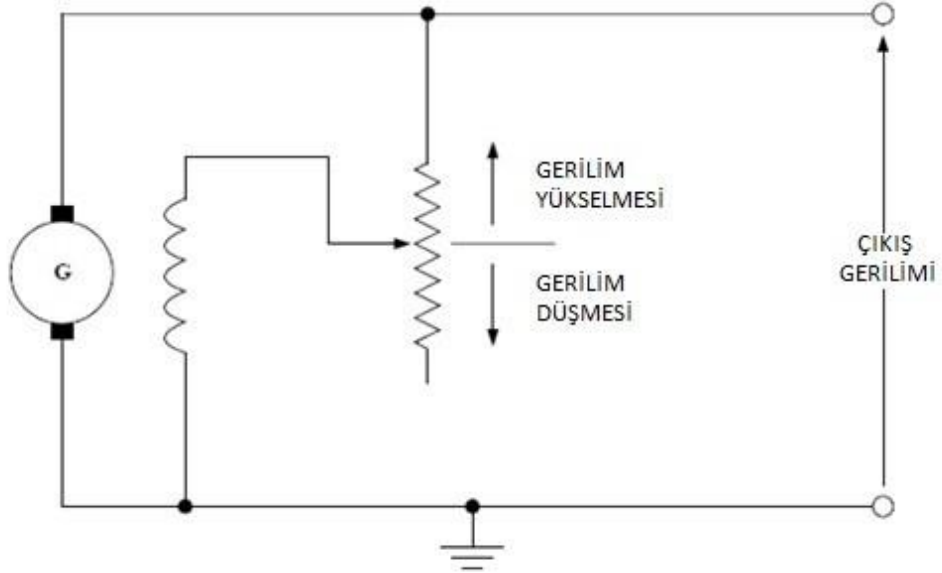
Geçmişte geleneksel olarak uçak üzerindeki yükleri beslemek amacıyla DA gerilim, generatörler vasıtasıyla elde edilirdi. İlk zamanlarda 12V olarak yapılan DA generatörlerle üretimde, üretilen bu DA geriliminin dönüşümü fırça ve komütatörlerin doğrultucu etki sağlamasıyla elde edilmekteydi. Böylelikle çok az bir dalgalanma içeren DA gerilimi sağlanmaktaydı. Zamanla ihtiyaçların artmasına paralel olarak bu sistemler yerini daha yüksek gerilimli sistemlere bırakmıştır. Günümüzde ilgili gerilimle çalışan sistemler daha çok 28 VDA ve 270 VDA kullanarak görevini yerine getirmektedir.

Uçak üzerinde genellikle yüksek alan direncine sahip şönt sargılar vasıtasıyla sağlanmaktaydı. Bu bağlantıya ait gösterim Şekil 2.2'de verilmiştir.



**Şekil 2.2 :** Şönt sargılı DA generatör [4].

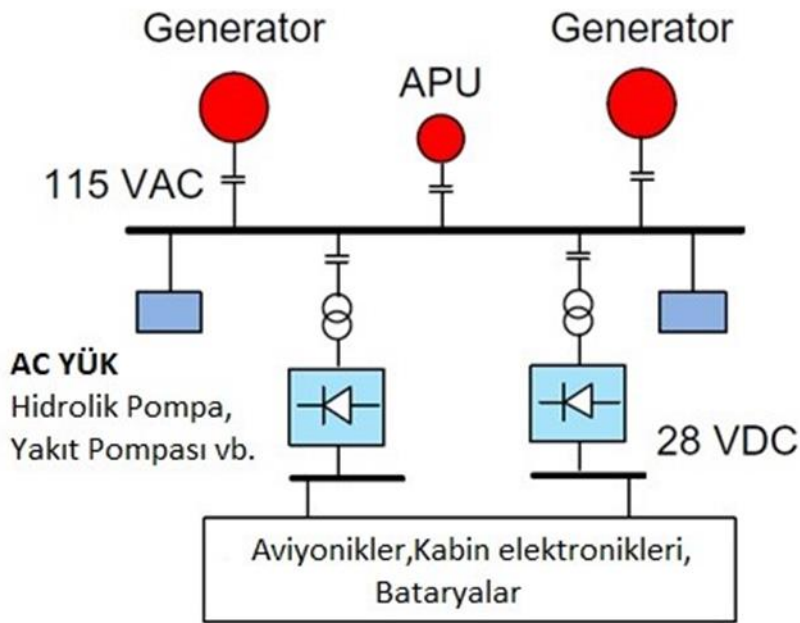
Doğal yük karakteristiği gereği yüklenme arttıkça şönt generatörün çıkışındaki gerilim düşmektedir. Bu değeri sabit tutabilmek amacıyla motor hızı ve yük değişimine göre alan akımı ayarlanarak kontrol edilmelidir. Bu kontrol durumunun gösterimi Şekil 2.3'te verilmiştir.



**Şekil 2.3 :** DA gerilim regülatörü [4].

### 2.1.3 Uçak güç üretim yapısı

Uçak sistemlerinde birçok noktanın işlev kazanması için hidrolik, mekanik, pnömatik gibi sistemler güç açısından önem arz etmektedir. Başlarda kendisine orta düzey bir kritikliğe sahip olmasına rağmen, zamanla gelişen teknolojilerle elektrik sistemleri gelişmiş, uçak içerisindeki önemi belirgin şekilde artmıştır. Geçmiş zamanlarda 12V DA gibi çok daha düşük gerilimlerde başlayan uçak elektrik sistemleri, günümüzde sistemlerin daha çok elektrikle çalışan konseptlere dönüştürülmesi, güvenlik ve konfor endişeleriyle birlikte daha çok güce ihtiyaç duymaktadır. Bu güç ihtiyacına paralel olarak da sistemlerin gerilim ihtiyacında artış meydana gelmektedir. DA gerilim ihtiyacı ile başlayan bu süreçte günümüzde 115 VAA aile çalışan sistemlerden ötürü AA sistemlere de ihtiyaç duyulmaya başlanmıştır.



Şekil 2.4 : Çift generatörlü yapıdaki geleneksel uçak elektrik mimarisi [5].

Şekil 2.4'de gösterilen uçak elektrik mimarisinin her bir bileşeninin ilerleyen bölümlerde tasarımları parametrik verilere bağlı olarak ayrı ayrı gerçekleştirilecek ve analizlerle desteklenecektir. Sırasıyla bu kısımların her biri aşağıda ele alınacak ve detaylı bir şekilde bilgi verilecektir.

## 2.2 Uçak Güç Üretim Dönüştürme Sistemleri

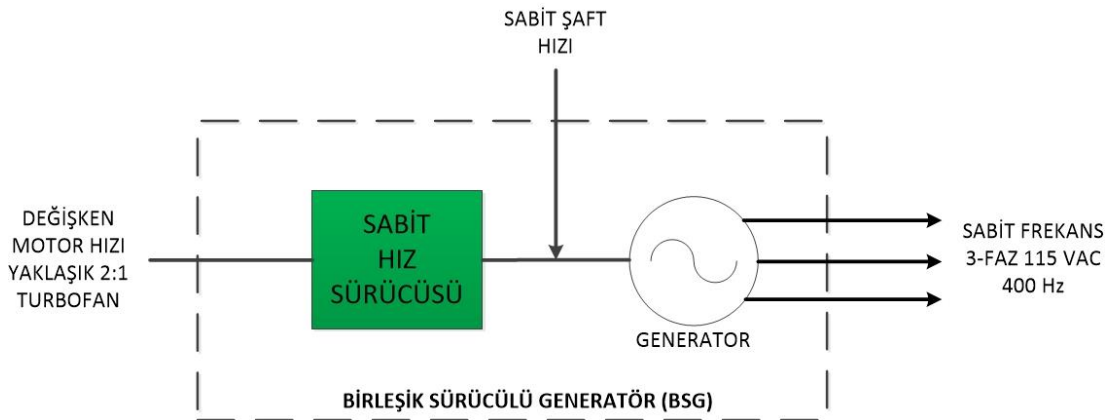
Uçak motorunun dönüş hızı, uçuş profiline bağlı olarak değişim gösterdiği için bağlı olduğu generatörün de frekansı bu doğrultuda değişim göstermektedir. Temelde uçak içerisinde kullanılan alternatif akım ihtiyacı olan yüklerin sabit frekans altında çalışması nedeniyle sabit frekans elde etme gerekliliği ortaya çıkmaktadır. Bu sabit frekans, uçak motoru sonrası yerleştirilen mekanik sistemler veya generatör sonrası kullanılan güç elektroniği ekipmanları vasıtasıyla gerçekleştirilebilmektedir.

### 2.2.1 Sabit frekanslı sistemler

Uçuş fazları boyunca hız değeri ilgili faza bağlı olarak değişiklik göstermektedir. Kalkış anında hız maksimuma hızla ulaşarak %100 olurken alçalma sırasında %60 gibi bir değer alabilmektedir. Bu nedenle generatörün frekans değeri hızla orantılı olarak değişmektedir. Sabit frekans elde etmek için çok yaygın kullanılan iki yöntem bulunmaktadır. İlk yöntemde amaç şaft hızını bir dişli kutusu vasıtasıyla sabit tutmaya çalışmaktır. Bu tip sistemler birleştirilmiş sürücülü generatörler olarak bilinmektedirler. Diğer yöntem ise güç elektroniği kullanılarak değişken frekanslı sabit frekansa dönüştürme yöntemidir. Bu tip sistemler ise değişken hızlı sabit frekanslı sistemler olarak adlandırılırlar [6].

#### 2.2.1.1 Sabit frekans birleşik sürücülü generatör (BSG)

Hava aracının ihtiyaç duyduğu sabit gerilim ve frekans değeri için sabit hız sürücüsü adı altında mekanik bir yapı kullanılmaktadır. Şekil 2.5’de verildiği üzere sistem bir adet senkron generatör ve sabit hız sürücüsünden oluşmaktadır.

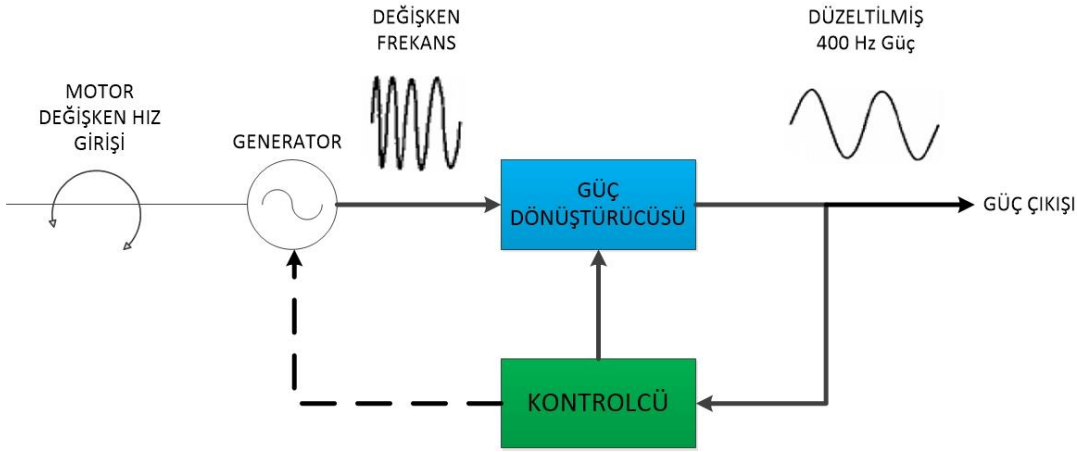


Şekil 2.5 : Sabit frekanslı BSG şeması [6].

Bu tip güç üretim teknikleri genellikle sivil yolcu uçaklarında kapsamlı olarak kullanılırlar. Temel dezavantajlarından biri ise içerdiği mekanik parça sayısının fazlalığı ve kompleks mimarisinden ötürü sıklıkla bakım ihtiyacı gerektirmesidir.

## 2.2.2 Değişken hızlı sabit frekanslı sistemler (DHSF)

Değişken hız sabit frekanslı sistemler sabit hızla sürülen mekanik sistemlerin yerine kullanılmaktadırlar. Bu sistem bir fırçasız generatör ve yarı iletken dönüştürücü sistemlerinden oluşmaktadır. Dönüştürücünün ana fonksiyonu değişken frekanslı gücü 400 Hz içerisinde sabit olarak tutmaktır. Basitleştirilmiş genel değişken hız sabit frekans yapısına ait diyagram Şekil 2.6'da gösterilmektedir [7].

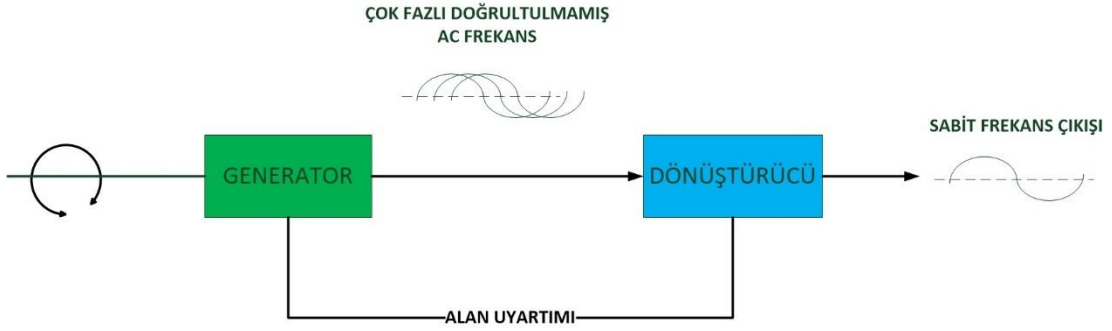


Şekil 2.6 : Basitleştirilmiş DHSF diyagramı.

Elektronik dönüştürücüler içerisinde de Döngüsel dönüştürücü (Cycleconverter) ve DA-bağlantı olarak 2 tip sistem bulunmaktadır.

### 2.2.2.1 Döngüsel dönüştürücü (Cycleconverter) yapısı

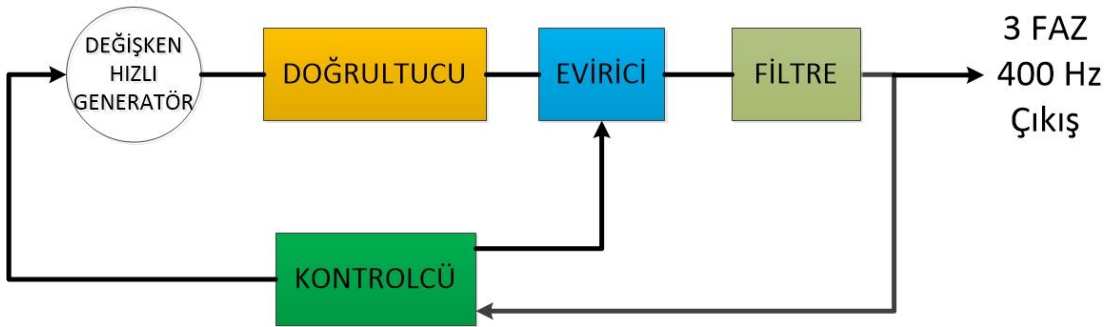
Aşağıdaki Şekil 2.7'de görüldüğü üzere, bu tip sistemin ana elemanları alternatif akım dönüştürücüsü ve senkron generatördür. Generatör çıkışındaki düzensiz olarak üretilen güç dönüştürücü vasıtasıyla sabit frekansta sağlanır. Bu sistemin temel dezavantajı generatör çıkış frekansının sistem için istenilen çıkış frekansından 3 kat fazla olması gerekliliğidir. Bunun temel amacı çıkışta seçilen filtrenin boyutunu küçültebilmektir. Bu yüzden en az 6 fazlı dönüştürücü arayüzü gerekmektedir.



Şekil 2.7 : Döngüsel dönüştürücü mimarisi.

### 2.2.2.2 DA-bağlantı dönüştürücü yapısı

Bu sistemin şematik gösterimi Şekil 2.8’de verilmiştir. Burada sistem bir generatör, bir doğrultucu ve bir eviriciden oluşmaktadır. Generatör çıkışı öncelikle DA bağlantı kurabilmek için doğrultulur. Sonrasında evirici yardımıyla 400 Hz AA güce çevrilir. Temel avantajı, özel bir gereksinime ihtiyaç duymaması ve döngüsel dönüştürücüye göre daha basit olmasıdır. Bu sistemin temel dezavantajı güç elektroniği gelişimlerine dayandırılarak 60 kVA güçle sınırlandırılmasıdır.



Şekil 2.8 : DA bağlantı DHSF blok şeması [7].

### 2.3 Uçak Güç Dönüştürücüleri

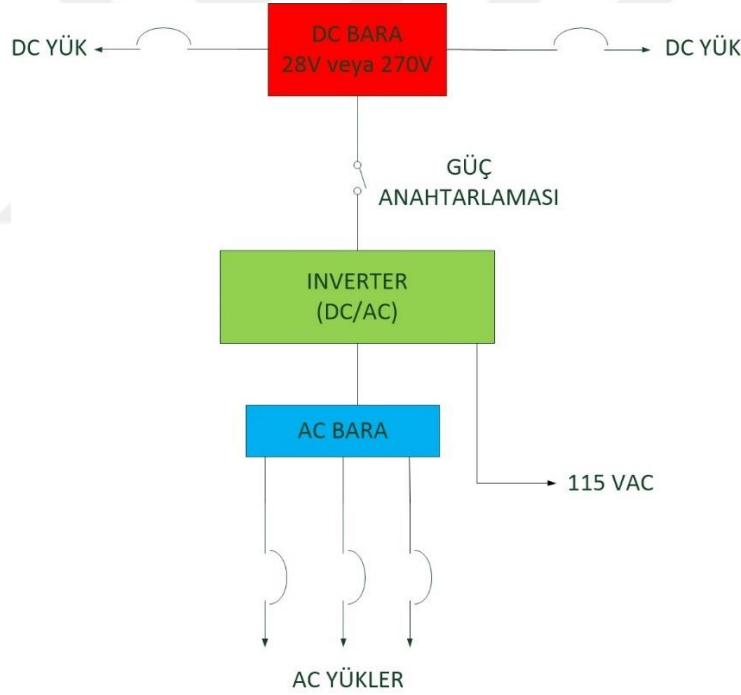
Uçak üzerinde istenilen gerilim seviyelerini elde etmek amacıyla dönüştürücüler tercih edilirler. Genel olarak kullanılan güç dönüştürücüleri:

- DA 'den AA güce dönüşüm, bu tip dönüştürücüde genellikle tek veya üç faz şeklinde 28V DA gerilim 115V AA gerilime dönüştürülür.
- AA'dan DA'ye dönüşüm, bu tip durumlarda genellikle TDB adı verilen doğrultucular kullanılarak 115V AA gerilim 28V DA gerilime dönüştürülür.

- Bazı farklı platformlarda ise kullanıma bağlı olarak elde edilen 270V DA değeri, hem 115V 400 Hz AA değerine hem de 28V DA değerine dönüştürülerek ihtiyaç duyulan ekipmanlar için kullanılırlar.

### 2.3.1 DA/AA (Evirici) dönüştürücü

Uçak içerisinde kullanılan eviriciler 28V DA gerilimi 115V 400 Hz AA gerilime dönüştürmeyi sağlarlar. Genellikle AA hata durumunda batarya üzerinde sistemleri beslemek için kullanılan sistemlerdir. Olası bir acil durum senaryosunda acil iniş gerektiren durumlar için uçuş kritik ekipmanların enerjilendirilmesi için de kullanılabilirler. Bundan yıllar öncesinde evirici hareketli yapıların içerisinde iken şimdilerde bu dönüşüm hızlı anahtarlamaı sağlayan statik eviriciler tarafından yerine getirilmektedir. Silikon kontrollü doğrultucular (SCR) DA girişten AA dalga şekli elde ederler. Şekil 2.9’da uçak içerisindeki eviricinin fonksiyonu gösterilmektedir.



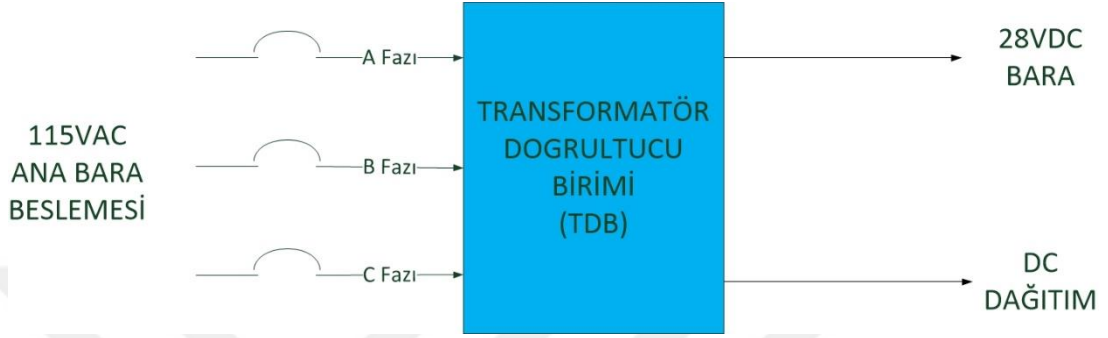
Şekil 2.9 : Uçak içerisindeki evirici fonksiyonu [7].

Eviriciler bu sebeplerden uçak elektrik sisteminin en önemli parçalarından biridir.

### 2.3.2 AA/DA (TDB) dönüştürücü

TDB genellikle modern uçaklarda da sıklıkla tercih edilen bir güç dönüşüm yöntemidir. Uçaklar genellikle 115V AA 3 fazlı üretim kapasitesine sahip fakat

yüklerinin büyük bir çoğunluğu 28V DA olduğu için TDB kullanarak dönüşüm yapması gerekmektedir. TDB'ler birincil sargısı yıldız ve ikincil sargısında yıldız/üçgen sargılar barındırırlar ve 3 fazlı tam dalga doğrultucu görevi görerek 115V AA/28V DA dönüşümü yapar. TDB ekipmanları uçak içerisinde de fazlaca ısı yayan ekipmanlardan da birisidir. Genel bir TDB'ye ait gösterim Şekil 2.10'da verilmiştir.



Şekil 2.10 : TDB şeması.

TDB'ler genellikle basit ve ayarlı olmayan birimlerdir. Yükün tipine bağlı, gerilimde düşüşe sebebiyet verebileceği için bu yapılarda sabit bir 28V DA gerilimde tutabilmek zor olabilmektedir. Askeri uygulamalar içerisinde ise ayarlı TDB'ler kullanılabilir. TDB'ler izole sistemlerdir ve gerekirse paralel çalışma için de kullanılabilirler.

## 2.4 Uçak Güç Dağıtım Sistemleri

İhtiyaç duyulan güçte üretim yapılması, güç tüketen ekipmanların ve sistemin yapısına bağlı olarak, mevcut dağıtım biçimleri uçak içerisinde önem arz etmektedir. Bu dağıtım biçiminin tam düzenlenme şekli, temel olarak uçak tipi ve elektrik sistemiyle, tüketen ekipman sayısı ve bu ekipmanların konumu gibi hususlar sistemlerde önem derecesi ile belirlenirler. Örneğin, küçük bir eğitim jet uçağı göz önüne alınırsa elektrik gücü gereksinimi çok kısıtlı bir alandaki birkaç ekipman ve bileşenlerle sınırlı olabilmektedir. Bununla birlikte bu güç birkaç metre kablo, bazı terminal bloklar, devre kesici veya sigortalar yardımıyla dağıtılabilmektedir. Öte yandan, büyük bir multijet nakliye uçağı göz önüne alındığında, çoklu yük dağıtım baraları, koruma ağları bağlantı kutuları ve kontrol panellerinin kullanımıyla birlikte, kilometrelerce kabloların uzunluğu söz konusu olabilmektedir.

### 2.4.1 Uçak dağıtım baraları

Çoğu uçak sistemlerinde generatörler tarafından üretilen gerilim çıkışı, baralar olarak adlandırılan bir veya birden fazla yapıda olabilen düşük empedans iletkenine bağlanmaktadır. Bara olarak bahsettiğimiz yapılar genellikle hava aracı içerisindeki merkezi noktalarda bulunan bağlantı kutuları veya dağıtım panellerinde bulunur ve çeşitli tüketici ekipmanlarına pozitif beslemelerin bağlanması için uygun bir aracıdır; başka bir deyişle her şeyi taşı ve ilet işlevini yerine getirmektedirler. Baralar, belirli bir uçak tipinin elektrik gücü gereksinimlerinin karşılanmasında izlenecek ve benimsenecek yöntemlere bağlı olarak çeşitli formlarda olabilirler. Çok basit bir sistemde bir bara, birbirine bağlı terminallerden oluşan bir şerit şeklini alabilirken, daha karmaşık sistemlerde ana baralar, giriş ve çıkış besleme bağlantılarının yapılabildiği kalın metal (genellikle bakır olmak üzere) şeritler ve çubuklardır. Burada, şeritler ve çubuklar ana yapıdan yalıtılmış ve normal olarak bir çeşit koruyucu kaplama ile donatılmıştır. Yassı, esnek örgülü bakır tel şeritleri de bazı uçaklarda kullanılır ve yardımcı baralar olarak görev yaparlar.

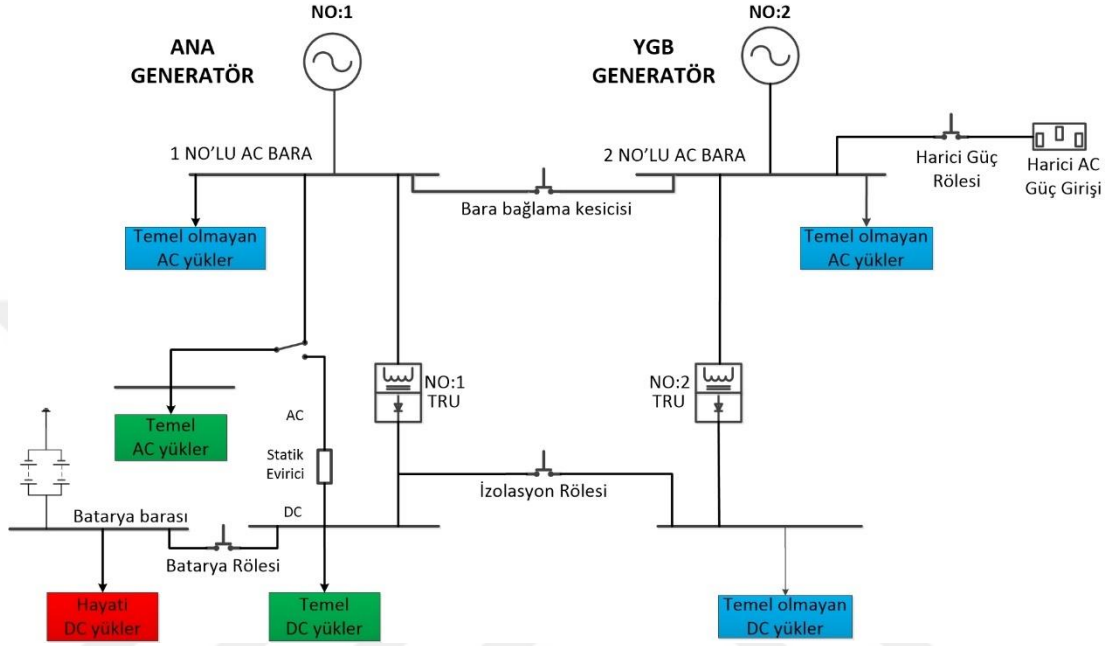
Bir dağıtım sisteminin temel işlevi basittir ancak anormal koşullar altında ayrı ayrı veya toplu olarak çalışan bir güç kaynağını veya bir güç tüketici sistemi ile ilgili ek gereksinimleri karşılama zorunluluğu açısından karmaşık olabilmektedir. Bu tür gereksinimler, mümkün ve uygun olan yerlerde paralel generatörler kullanılarak, yeterli devre koruma cihazını sağlayarak ve arızalı generatörlerin sistemden izole edilmesini sağlayarak bütünlük bir biçimde karşılanmaktadır. Baralar üzerinde düzenlemeyi belirlerken tüketicilerin önem sıralarına göre sınıflandırma yapmak olağandır ve bunlar genel olarak üç gruba ayrılırlar: Bunlar; hayati, temel ve temel olmayan olarak isimlendirilen yüklerdir [8].

Hayati yükler, acil durum tekerleği açıldıktan sonra acil inişte ihtiyaç olan hizmetlerdir, örneğin: acil durum aydınlatması ve çarpma anında yangın söndürücülerin çalışması. Bahsedilen bu fonksiyonların işlevini yerine getirilmesi için bu sistemler doğrudan bataryaya bağlanırlar.

Temel yükler, uçuş sırasında bir acil durum koşulu oluştuğunda güvenli olarak uçuş faaliyetini yerine getirmek için gerekli olan hizmetlerdir. Yük tipine uygun olarak DA ve AA baralarına uygun şekilde ve her zaman bir generatörden veya akülerden beslenebilecek şekilde uygun olarak bağlanmaktadır.

Temel olmayan yükler, uçuş fazları icra edilirken bir acil durumda yük atma amacıyla izole edilebilen ve uygun ölçülerde DA veya AA üretim hatlarına bağlanan yüklerdir. Bu yükler sadece generatörlerin beslediği baralardan beslenmektedirler.

Şekil 2.11'deki şekilde tek generatörlü ve yedek güç birimine sahip sistem için farklı yüklerin beslenmesini gösteren şematik çizimi gösterilmektedir.



Şekil 2.11 : Tek ve YGB generatörlerinden oluşan bara sistemi [8].

## 2.5 Uçak Elektrik Yük Tipleri

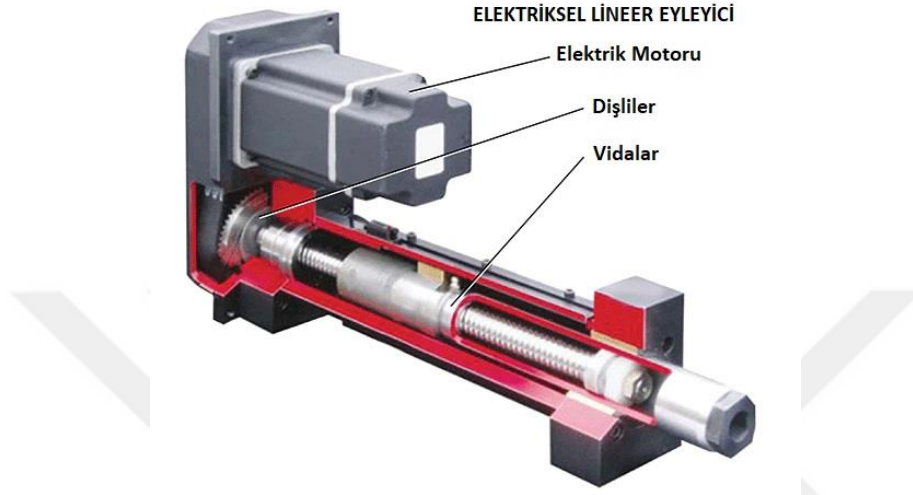
Uçak elektrik gücü üretilip dağıtıldıktan sonra en son uçak kullanımı için hazır haldedirler [7]. Bu kullanım geniş bir fonksiyon aralığına göre çeşitlilik gösteren bir durumdur. Elektrik yük kullanım tipleri aşağıdaki gibi kategorilere bölünebilir:

- Motorlar ve Eyleyici
- Aydınlatma kullanımı
- Isıtma kullanımı
- Alt sistem kontrolcülere ve aviyonikler

### 2.5.1 Motorlar ve eyleyiciler

Bu tip ekipmanlar bir pozisyondan diğer pozisyona hareket ihtiyacı duyan valf ve eyleyici gibi yapıları süren motorlardır. Lineer, dönel eyleyici, pompalar, marş

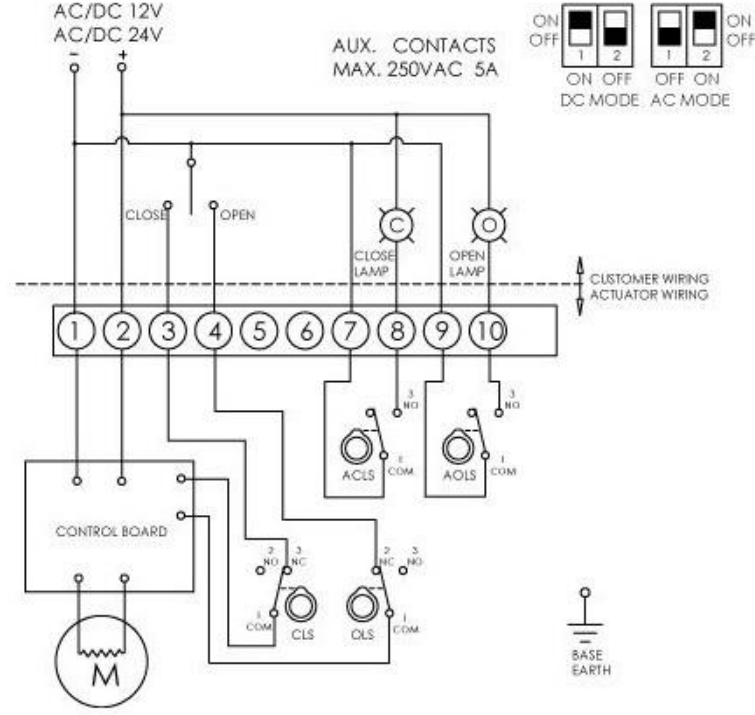
motorlar ve fan motorları gibi sistemlerde aktif olarak görev almaktadırlar. Çoğu uygulamada da sürekli olarak güç çekmek yerine kısa süreli çalıştırma durumu söz konusu olmaktadır. Uçak uygulamalarına göre bu yüklerin tipi genellikle DA olmakla beraber AA kullanımı da mevcuttur. Şekil 2.12’de elektrikli lineer eyleyici için parçaları ortaya koyan bir gösterim sergilenmektedir.



Şekil 2.12 : Elektriksel lineer eyleyici [9].

### 2.5.2 DA motorlar

Temel olarak DA motorlar armatür alan sargısı, komütatör fırça ve kendinden uyarımla çalışan sistemlerdir. Motorlar için en önemli parametreler hız, tork değişkenleri ve karakteristikleridir. Sargıların çalışma durumuna göre motorlar iki yönlü olarak çalıştırılabilirler. Genelde motorların fazla çalışmasını önlemek için limit anahtarları kullanılır. Motor ilgili dönüşünü tamamladıktan sonra anahtar konum değiştirir ve enerji kesilir. DA motorlar genellikle lineer ve dönel tahrik amacıyla yakıt ve marş fonksiyonları için kullanılabilirler.[9]. Şekil 2.13’de Yakıt valfine ait şematik gösterimi verilmiştir.



Şekil 2.13 : Yakıt valfine ait devre şeması [10].

Şekil 1.7’den görüldüğü gibi 3 veya 4 no’lu pinlerden birinin enerjilendirilme durumuna göre açma kapama yapılmaktadır ve tamamen açıldığı veya kapandığı durumları göstermek için sisteme lambalar bağlanmıştır.

### 2.5.3 AA motorlar

Uçak içerisinde AA motorlar daha çok asenkron diye ifade edilen tipte kullanılmaktadır. Genellikle kullanılan motorlar sincap kafesli motorlardır. Asenkron motorun dönüş hızı ise frekans uygulanan gerilim ve kutup sayısı gibi parametrelere bağlıdır. Asenkron motorun uçak için avantajı sürekli olarak kullanıldıkları için sabit frekanslı kaynağa ihtiyaç duymalarıdır ve bu da fiyat açısından oldukça uygun bir çözüm ortaya koymaktadır. Genellikle kullanılan tek fazlı motorlar için ikinci bir yol alma sargısına ihtiyaç vardır. AA motorlar genellikle sürekli çalışmaya ihtiyaç duyulan yakıt takviye pompası ve fan gibi operasyonlar için kullanılırlar. Şekil 2.14’de uçak üzerinde kullanılan AA tipte fan için bir gösterim verilmiştir.



**Şekil 2.14** : AA uçak fan ekipmanı.

#### **2.5.4 Aydınlatma**

Uçak servisleri içerisinde aydınlatma önemli elementlerden biri olarak görülmektedir. Gece ve düşük görünürlük sorunları uçak için kritik bir öneme sahiptir ve uygun aydınlatmanın sağlanması güvenli bir uçuş operasyonu için önem arz etmektedir. İç ve dış aydınlatma sistemi olarak aydınlatma sistemi bölünebilir. Aydınlatma 28VDA ya da trafo yardımıyla 26 VAA olarak sağlanabilir. Eski tip filamanlar uçak içerisinde yaklaşık 600 Watt gibi bir güç tüketir [5].

#### **2.5.5 Isıtma**

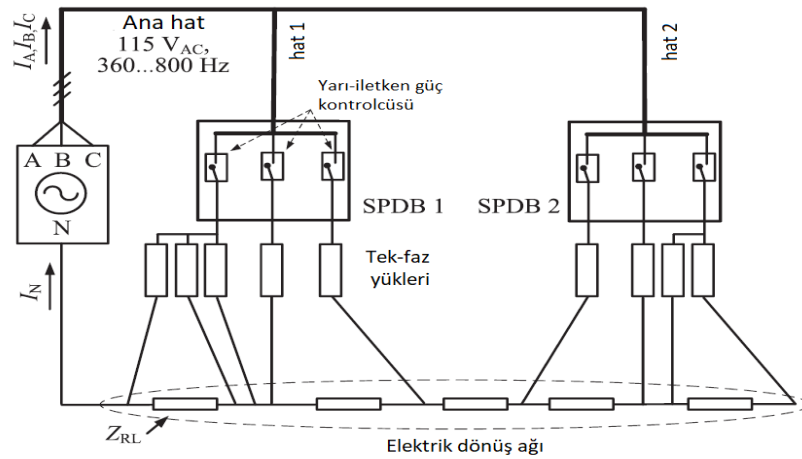
Isıtma sisteminin uçak içerisinde geniş bir kullanım alanı vardır. Anti-ice ve de-ice sistemleri için uçak üzerinden yüksek miktarda güç tüketimi sağlanmaktadır ve bu sistemler nerdeyse kVA'nın onda biri kadar güç tüketmektedir. Ticari uçaklarda rüzgâr koruması kısmı için de koruma ve ısıtma gerekmektedir. Termistör gibi yapılarla bu ısıtmaların kontrol edilmesi gerekmektedir. Belli süre zarfında durum kontrolü yapılarak sistem aralıklı olarak çalıştırılmaktadır.

### 3. UÇAK GÜÇ ÜRETİM DAĞITIM SİSTEMİNDE GELİŞMİŞ TEKNOLOJİLER

Tez çalışmasının bu bölümünde, uçak elektrik sisteminde kullanılması için geliştirilmesi düşünülen dengesizlik ve anahtarlama çalışmaları irdelenecektir. Bu çalışmaların temel amacı, uçak içerisinde meydana gelebilecek geçici hal sürelerinin geliştirilerek anahtarlama algoritma yapılarıyla en aza indirilerek kararlılığın artırılmaya çalışılmasıdır. Bu sayede dengesizlik ile meydana gelebilecek arızaların azaltılması ve dengeli bir yapıyla uçuş güvenlik ve menzilin geliştirilmesi hedeflenmektedir.

#### 3.1 Elektrik Sisteminde Faz Dengeleme

Gelecekteki uçaklarda elektrik güç üretim dağıtım sistemini geliştirebilmek adına baralarının; klasik merkezi dağıtım yerine daha küçük ve kontrol edilebilir yarı iletken yapıya dönüştürülerek kullanılması düşünülmektedir. Bu konuda önerilen birçok farklı yöntemin içerisinde faz dengeleme yöntemi de öne çıkmaktadır. Araştırmacıların önerdikleri farklı yöntemlerdeki amaç uçak elektrik sistemini daha kararlı bir hale getirmek ve ağırlığı azaltmaya çalışmaktır. Bu potansiyel, Airbus A350 ve Boeing B757 tipindeki 250 koltuklu modern yolcu uçaklarından yola çıkılarak gerçekleştirilen bir çalışmada aşağıdaki verilen yapıda bir sistem kullanılarak denenmiştir.



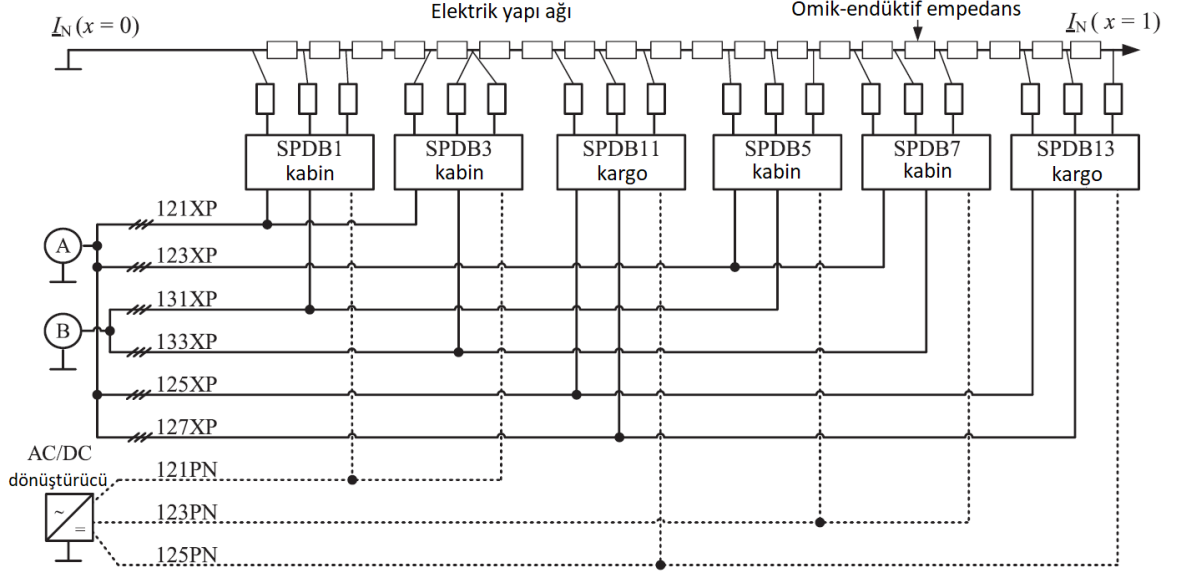
Şekil 3.1 : Yarı iletken güç anahtarlama yapısı [2].

Şekil 3.1’de verilen yarı iletken anahtarlama sistemleri ve çoklu yapıdaki anahtar düzeni kullanılarak oluşacak senaryolara uygun olarak anahtarlama işlemi yapılmaktadır. Bu sayede uygun bir şekilde faz dengesi kurulmakta ve anahtarlama vasıtasıyla yük kaydırmaları yapılabilmektedir. Bu anahtarlama arasında faz geçişlerinin temel amacı, dönüş akımının mümkün olduğunca sıfıra indirilerek dengeli bir sistem oluşturulmaya çalışılmasıdır. Bunun yapılabilmesindeki ilk adım elektriksel yük analizinin Çizelge 3.1’de verildiği gibi yer ve uçuş fazları için oluşturulmasıdır.

**Çizelge 3.1 :** Bir AA yük üzerinden beslenen sistemin yer ve uçuş fazları için elektrik yük tablosu [2].

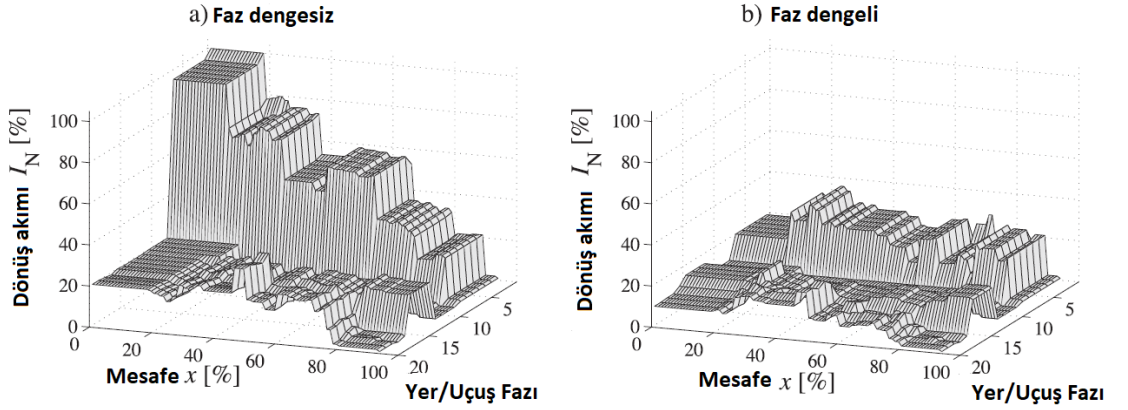
Tüketici, Maksimum Güç, Tanımlı Faz	Yer	Yükselme	Seyir	Alçalma
Tüketici 1, 1 kVA, A fazı	%0	%75	%100	%0
Tüketici 2, 750 VA, B fazı	%100	%50	%75	%100
Tüketici 3, 800 VA, C fazı	%0	%75	%50	%75
Tüketici 4, 700 VA B fazı	%100	%75	%75	%75
A fazının gücü ( $S_A$ )	0 VA	750 VA	1000 VA	0 VA
B fazının gücü ( $S_B$ )	1450 VA	900 VA	1088 VA	1275 VA
C fazının gücü ( $S_C$ )	0 VA	600 VA	400 VA	600 VA
$S_{max}=\max(S_A,S_B,S_C)$	1450 VA	900 VA	1088 VA	1000 VA

Bu şekilde belirlenen yükler için Matlab programında iyileştirme araç kutusu altında bulunan ve yapay zeka alanında çoğunlukla kullanılan genetik algoritma kullanılmış bu sayede yüklerin paylaşılması dengeli bir şekilde fazlar arasında yapılmıştır. Nihai olarak dönüş akım ihtiyacı azaltılmaya çalışılmıştır. Yapılan simülasyon çalışmalarında aşağıdaki yapıda bir model kullanılmıştır.



**Şekil 3.2 :** Simülasyon çalışmalarında denenen model.

Simülasyon çalışmalarında denenen modelle birlikte dönüş akımı sıfıra doğru yaklaşmıştır ve ağırlık üzerinde normal sisteme göre yaklaşık olarak %16 oranında bir azalma olduğu gözlemlenmiştir. Faz dengeli ve dengesiz sistemler için dönüş akımı oranı Şekil 3.3'teki grafikte verilmiştir.



**Şekil 3.3 :** Faz dengeli ve dengesiz sistem dönüş akımları [2].

Sistem üzerinde bu yöntemin kullanılması sistemin karmaşıklığının artmasına sebep olmakta buna rağmen, elektrik yük analizinde daha dengeli bir yük dağılımının olduğu gözlemlenmiştir. Aynı zamanda çoklu anahtar yapısı kullanılarak dönüş akımı azaltılmış ve yüklerin dağılımı daha dengeli bir şekilde yapılarak sistem daha kararlı bir çalışma durumuna getirilmiştir.

### 3.2 Elektrik Sisteminde Yük Dengeleme Yönetimi

Elektrik güç dağıtım sisteminde yük dengeleme, çalışma süresi boyunca güç sistemi dağıtım ağındaki fazlardan yaklaşık olarak aynı yük akımlarının sürdürülebilmesi olarak tanımlanmaktadır. Pratikte elektrik güç dağıtım ağında, bazı besleme hatları aşırı yüklenirken bazıları ise daha az yüklenebilmektedir. Yük dengeleme için, yükleri fazla yüklü besleme hatlarından daha az yüklü besleme hatları sistemde minimum güç kaybını sürdürebilmek gibi bazı amaçları yerine getirerek kaydırmaya ihtiyaç duyarız. Yük dengeleme ayrıca elektrik güç dağıtım sisteminin süreklilik ve karahlığını da sağlamaktadır [11].

$$\sum_{i=1}^n r_i \frac{P_i^2 + Q_i^2}{|V_i|^2} \quad (3.1)$$

Burada,  $P_i$  aktif gücü,  $Q_i$  reaktif gücü,  $r_i$  i kolunun direncini ve  $n$  ise sistemdeki toplam kol sayısını ifade etmektedir.

Güç kayıpları aktif ve reaktif yüklerle ilgili olan aktif ve reaktif güç akışına bağlıdır. En uygun yük dengelemesini kullanarak, faz gerilimleri ve akımları ısı limitler karşılayacak şekilde her bir faz için neredeyse aynı olmaktadır.

Yük dengesizliği, yükün elektrik güç dağıtım hatları arasında eşit olmayan bir şekilde dağıtılması gibi çoğu uygulamalarda ortaya çıkan ana problemdir. Yük dengeleme problemi birçok farklı şekilde formüle edilebilmektedir.

Problem sistem ve kol yük indislerinin bir şeklidir, bunlar sırasıyla genel sistem yüklerini ve kol yüklerini ölçmek için kullanılırlar. Sistem yük dengeleme indeksi ( $YD_{sys}$ ) aşağıdaki gibi tanımlanmaktadır.

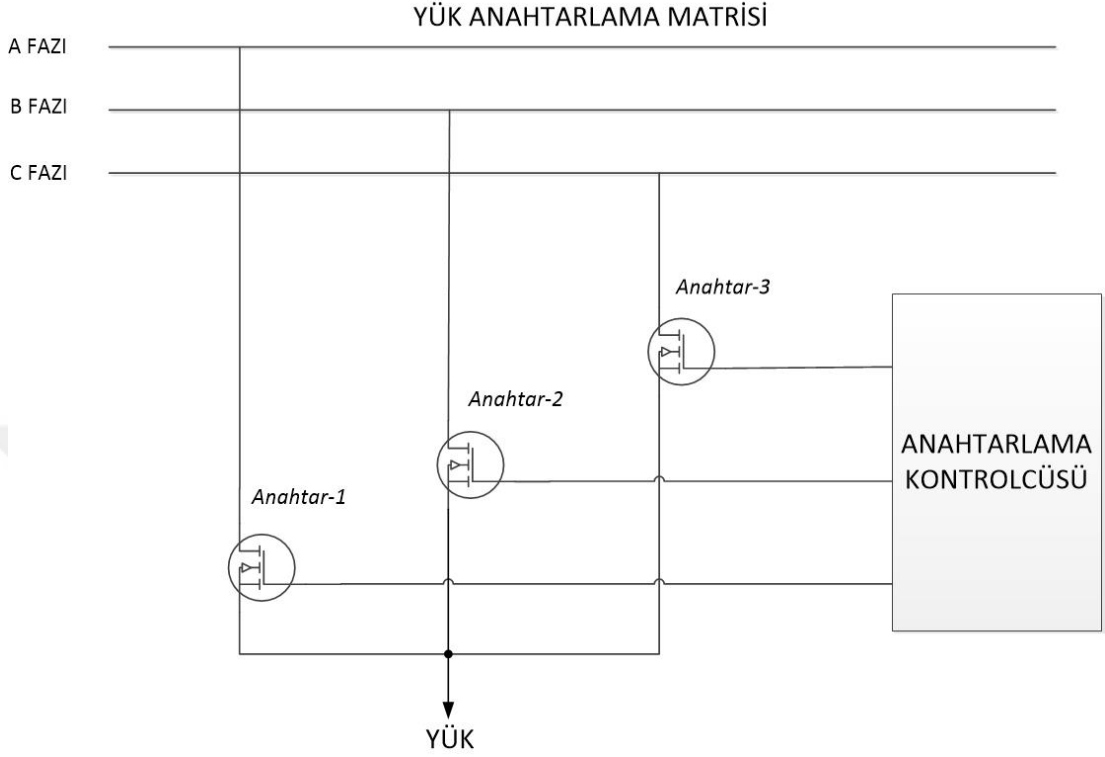
$$YD_{sys} = \frac{1}{n_b} \sum_{i=1}^{n_b} \frac{S_i}{S_i^{max}} \quad (3.2)$$

Burada,  $n_b$  toplam kol sayısını,  $S_i^{max}$  i kolunun anma ve  $S_i$  i kolunun görünür gücünü göstermektedir. Kol yük dengeleme indeksi ( $YD_i$ ) aşağıdaki şekilde ifade edilir.

$$YD_i = \frac{S_i}{S_i^{max}} \quad (3.3)$$

Problem sistem yükü ve tüm kol yük indisleri eşit olduğunda iyileştirilebilir. Yük dengeleme için elektrik güç ağının problemlerinin yeniden yapılandırılması küçük dağıtım ağı olarak göz önüne alınmasıyla formüle edilebilmektedir. Şu zamana kadara yapılan araştırmaların çoğunda elektrik güç dağıtım sistemi yük dengeleme

yapılabilmesi için 3 fazlı besleme yapısı göz önüne alınmıştır. Kontrol edilebilen anahtar yapısıyla küçük dağıtım şebekesi göz önüne alındığı yapı analiz amacıyla Şekil 3.4'te verilmiştir.



**Şekil 3.4 :** Yarı iletken anahtar kontrollü elektrik güç dağıtım ağı [11].

Yük dengelemek için elektrik dağıtım şebekesinin yeniden düzenlenmesi göz önüne alınarak, anahtarların açık/kapalı pozisyonlarını tanımlanması ana hedef çerçevesinde problem formüle edilebilir. Böylelikle yük dengeleme fazlar arasında anahtar pozisyonlarının değişimine bağlı olarak elde edilebilmektedir. Yük dengeleme işleminden önce aşağıdaki durumlar hesaba katılmalıdır:

1. Dağıtım sisteminin radyal düzeni yük dengelenmesi tamamlandıktan sonra bile korunmalıdır.
2. Bağlı yükler dengesiz durumdadır ve bilinmelidir.
3. Tüm yükler sağlanmalıdır.

Böylelikle, amaç beslemelerin gerilim ve akım sınırlarını ihlal etmeden sistemin güç kaybını azaltarak dağıtım ağı için yük dengelenmesini sağlamaktır. Elektrik güç dağıtım ağları günümüzün büyüyen teknoloji dünyasında yük sistemlerinin dengelenememesinden dolayı birçok zorlukla yüz yüze gelmektedir. Yük dengelemek

için farklı yöntemler düşünülmüştür. Yük dengelemeyi elde etmek için dağıtım şebekelerindeki bu metotlardan bazıları aşağıda verilmiştir.

### **3.2.1 Genetik algoritma**

Genetik algoritma evrimsel algoritmalar olarak bilinen algoritmaların en geniş ailesine aittir. Biyolojik evrimden sırasıyla doğal seçilme, üreme, genetik çeşitlilik ve yayılma konseptlerini uygularlar. Faz sırası ikili tabanda tanımlar ve bu sıralama anahtarlama boyunca dikkate alınır. Örnek olarak rastgele 100 yük rastgele alınır ve ortalama 300 defa simülasyon ortamında denenir. Bu test sonucunda en ideal anahtarlama düzeni elde edilerek sistem yük dengelemesi gerçekleştirilir [12].

### **3.2.2 Dinamik Leap-Frog algoritma yöntemi**

Bu yöntem Gauss-Newton metodunun yakınsamadığı zaman kullanılır. Gauss-Newton metodu elektrik dağıtım ağ verilerinden elde edilen lineer olmayan eşitliklerin sistemini ortaya koymaktadır. Leap-frog ileri ve ters yönlü Euler anlamına gelmektedir. Bu yöntemde gerilim dengesizliği %60'tan %0,6'ya, akım dengesizliği ise %60'tan %11,4'e düşmektedir [13].

### **3.2.3 Dinamik su doldurma yaklaşımı**

Su doldurma yaklaşımı en iyi radyo kaynağı yönetimi için haberleşme sisteminde daha fazla uygulamaya sahiptir. Bu yaklaşıma göre, akıllı şebekelerde yük dengelemek için 2 yaklaşım önerilmektedir. Günümüz ve gelecekte yük ihtiyacı tam olarak bilinmemektedir. Bu yaklaşım tek başına yük dengelemek için yeterli değildir. Bu metodun ana hedefi yük dengelemek için toplam ve referans yük arasında farkı en aza indirmektir [14].

### **3.2.4 Newton Raphson iyileştirmesi ile bulanık mantık yaklaşımı**

Yük dengelemenin bu yaklaşımında, dağıtım sistemindeki yük aralığı hakkında her detay tanımlanarak bir bulanık kontrolcü tasarlanmaktadır ve giriş ile çıkışların kontrolcüye sağlanması gerekmektedir. Yük dengelemek için çoğu durumda yük bir giriş değişkeni olarak seçilmekte ve değişim çıkış değişkeni olarak seçilmektedir. Ardından Newton-Raphson iyileştirmesi uygulanmaktadır. İlgili adımda güç

kayıplarını azaltmak ve ana hedef olan yük dengelemesini sağlamak için lineer olmayan eşitlik çözülecektir [15].

### **3.2.5 Ağ yeniden yapılandırma metotları**

Bu yaklaşımı birçok araştırmacı yük dengelemesi elde etmek için takip etmektedir. Sistemin tekrardan yapılandırılması, ağın bütün yapısının bozulmaksızın içerden sisteme değişikliklerin yapılması manasına gelmektedir. Farklı makalelerde uygulamaya bağlı olarak dengeleme sağlayabilmek için farklı tipte açma/kapama anahtarlama setleri tercih edilmiştir. Bu amaçla tercih edilen dinamik optimizasyon algoritmasında aktif güç kayıpları ve yük dengesizliği sorunları ele alınmıştır. Bu doğrultuda örnek olarak 34 baralı sistem üzerinde çalışılarak dengeleme gerçekleştirilmiştir [16]. Dal değişimini kullanarak arama metodunda besleme hatlarının yapılandırma problemleri göz nüne alınmıştır. Yapılan çalışmalarda radyal yapının yerine değiştirilebilir dal yapısı göz önüne alınarak anahtarlama yapılmaya çalışılmış ve kayıpların azaltılarak dengelemenin sağlanması hedeflenmiştir [17]. Karınca kolonisi tekniği (KKT) olarak geliştirilen modelde karıncaların yuvalarına taşıdıkları yiyecek vb. maddeler çalışmalara ilham kaynağı olmuştur. Bu metot için 16 baralı yapı örnek alınarak yük dengeleme indeksi azaltılmış ve dengeleme sağlanmıştır [18]. Bakteriyel toplama optimizasyon algoritmasında (BTOA), yük dengeleme indeksi değişiminin incelenmesi için örnek olarak ele alınacak 16 baralı sistemde lineer olmayan optimizasyon problemleri formüle edilmiştir. Bu sayede radyal yapı korunarak bu teknik sayesinde yük dengelemesi yapılmış ve indeks etkin bir şekilde azaltılmıştır [19].

Genel olarak verilen tüm yük dengeleme yöntemlerinde amaç, sistemde meydana gelebilecek güç kayıplarını en aza indirmek ve dağıtım sistemindeki denge durumunu yük dengeleme indeksi yardımıyla kontrol ederek fazlardan beslenen yüklerin dağılımının en ideal şekilde yapılarak dengesizliğin meydana gelmemesini hedeflemektedir. Yük dengeleme işlemi yapılırken transformatör ve besleme gerilim durumu ve kapasite limitleri belirlenen değerleri geçmemesine dikkat edilmelidir [11]. Farklı metotların karşılaştırıldığı tablo Çizelge 3.2'de verilmiştir.

**Çizelge 3.2 :** Farklı yük dengeleme metotlarının sonuçlarının karşılaştırılması [11].

Yük dengeleme metodu	Uygulama alanı	Dengelemeden önce faz akımları/güçleri (A/kW)			Dengelendikten sonra faz akımları/güçleri (A/kW)			Azaltılan güç kaybı (%)	Dengelemeden sonra dengesizlik yüzdesi YDI %	
		Ia/Pa	Ib/Pb	Ic/Pc	Ia/Pa	Ib/Pb	Ic/Pc		YDI	% dengesizlik
Dinamik Leap-Frog Metodu	15 ev yükü	38	81	76	62	12	12	-	-	0,6
Yük dengeleme algoritması	2 alt istasyon,4 besleme	140	160	150	180	180	170	-	0,269	-
Dal değişimi arama metodu	32 bara, 5 dal	-	-	-	-	-	-	30,73	-	0,8
Bulanık mantık yaklaşımı	Güney Afrika	205	170	162	181	177	179	91,1	-	0,03
Dinamik optimizasyon	34 baralı sistem	1274	1252	1247	1263	1255	1255	-	-	1,64
KKT tekniği	16 bara, 13 anahtar	-	-	-	-	-	-	-	0.017	-
BTOA metodu	16 bara, 3 besleme	-	-	-	-	-	-	-	0.155	-

### 3.3 Elektrik Sisteminde Yarı İletken Anahtarlama

Modern yer ve hava platformlarında birincil ve ikincil elektrik güç dağıtım sistemlerinin tasarımı bir dizi zorlukları ele almak zorundadır. Bunlar; elektrik güç ihtiyacı artışı, güvenilirlik ve sistem varlığının geliştirilmesi, ağırlık hacim ve termal ayak izinin azaltılması, yük atma kapasitesi belirlenmesi gibi ihtiyaçları içerirler.

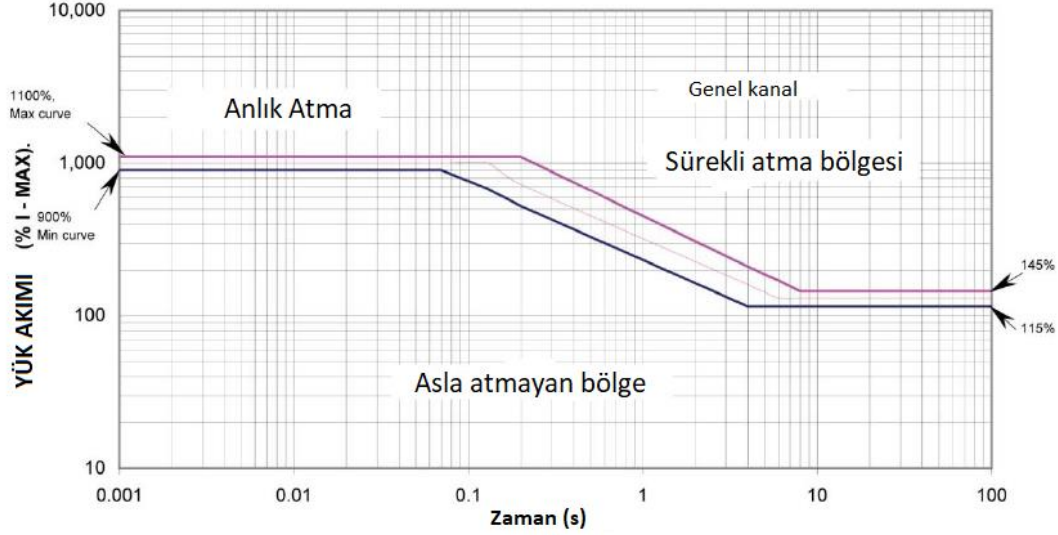
Yarı iletken güç kontrolcülerini (YİGK), elektromekanik devre kesici ve rölelere göre bir dizi fonksiyonel ve performans avantajlarını içerirler. YİGK'leri doğru ölçümleri, dijital işlemeyi EMI yayılımını azaltarak yükselme ve düşme zamanlarının kontrolüyle düşük kayıplı anahtarlama, çok hızlı kısa devre korumasını ve  $I^2t$  aşırı yük korumasını sağlarlar.  $I^2t$  koruma kapasitif veya endüktif lamba yüklerinin anahtarlama esnasında istenmeyen atmalara karşı güvenilirlik sağlarken yükü, kabloyu ve YİGK'nin kendisini aşırı ısınmaya karşı da korumaktadır.

Röle ve kesiciler hareketli parçalarından ötürü ark, oksitlenme, kaynak gibi hatalarla karşı karşıya kalmaktadır. Modern sistemlerde çok zor koşullarda yüksek titreşim, kum, toz gibi durumlarda kontak sıçraması olmaktadır. Elektromekanik anahtarlama göre, YİGK'ler araç ve sistem olanaklarını artırılmasını sağlayarak güvenilirlik avantajı sağlamaktadırlar. Ayrıca, YİGK'ler daha düşük güç kaybı sağlayarak enerji verimliliğini de artırırlar.

Bara ve ağ bağıllığı açısından, YİGK aracın hata tanıma bilgisayarlarına gerçek zamanlı veri akışı sağlarlar. YİGK'lerden sağlanan veriler sistem seviyesi tanımlama, öngörülebilir bulunabilme ve sürekli olarak görev kontrolü gibi amaçlarda kullanılmaktadırlar. Bu gönderilen veriler sayesinde gelen hataların generatör, batarya, kablo, konektör veya yük hatası olduğu tanımlanabilmektedir [20].

Temel Aç/kapa güç anahtarlama ek olarak, tipi YİGK'ler devrenin de aktivasyonunu iletkenlikle sağlayarak hızlı kısa devre koruması gibi bir dizi koruma özellikleri sağlarlar. Devrenin aktivasyonu kademeli olarak anahtarlama kanallarının  $500\mu S$ 'den  $1mS$ 'ye kadarlık bir periyotta EMI yayılımını azaltmak için kanal anahtarlama kaldırılmasını içerirler. Şekil 3.5'e göre, yüksek kalkış akımlarının motor solenoid ve kapasitif yük gibi güç kaynaklarının sebep olacağı istenmeye atma durumlarıyla sonuçlanacak koşulları önlerken, aşırı yük koruması için YİGK'ler  $I^2t$  algılama yöntemi uygulanarak kabloları ve yüklerin korunmaktadır. Bu korumayla

YİGK ölçülen akım anma akımının 10 katından daha büyük olduğu durumlarda anlık olarak atabilmektedir. Daha düşük akım değerleri için YİGK'lerin işlemcileri sürekli olarak hesaplama yapmaktadır ve sonuç olarak yük akımlarının 1 ile 10 katı arasında içeren aşırı akım durumları için daha uzun atma süreleriyle sonuçlanabilmektedir.



Şekil 3.5 : YİGK  $I^2t$  atma eğrisi [20].

Modern YİGK kartları işlemci tabanlı yapılardır. Ölçüm ve hesaplama doğruluğu esneklik ve CAN, MIL-STD-1553 gibi ağ arayüzleri sağlanarak harici güç yönetim bilgisayarlarına bağlanırlar ve böylelikle sisteme esneklik sağlamaktadır. Diğer özellikler, yüksek akım kapasiteli YİGK kanallarının paralel anahtarlanması ve anma yüklerine göre YİGK için farklı değerlere programlanma kapasitesi gibi durumları içermektedir.

Ön tanılama, hata sınıflandırma, sağlık görüntüleme ve hata algılama izolasyon sağlamak için güç yönetim bilgisayarları kartın bara veya ağ arayüzü üzerinden çeşitli YİGK parametre değerlerinin bir güç yönetim bilgisayarı değerlendirebilmektedir. Her bir YİGK kanalı için, parametreler temel açma/kapama ve başlangıç test durumlarını çıkış gerilim ve akımıyla yük sıcaklıklarını içermektedir. Bu veri setiyle geniş kapsamlı olarak hatanın kaynağının generatör, batarya, kablo, konnektör üzerinden alınan hataların ileri düzeyde hesaplamalarla güç yönetimine izin verilmektedir.

#### 4. UÇAK GÜÇ ÜRETİM DAĞITIM SİSTEMİ YAPISI

Bu bölümde uçak üretim dağıtım sistemine ait genel mimari hakkında, tek generatörlü yapıyla başlanılarak sırasıyla dağıtım sistemi ve yük giriş durumlarına göre çalışma yapıları incelenecektir. Bu noktada örnek olarak kullanılması düşünülen eğitim jet uçağı yapısı referans alınarak, tek generatörlü yapı için üretim ve dağıtım sisteminde etkili bir biçimde kullanılan yapılardan bahsedilerek tasarım değerleri verilecektir. Aynı şekilde uçak sisteminde yer alan yük yapıları da değer ve karakteristikleriyle açıklanacaktır. Ayrıca bu üretim dağıtım yapısının Matlab/Simulink programı üzerinde gerçekleştirilen ayrıntılı tasarım çalışmalarının sonuçları yüklenme şekline bağlı olarak verilecektir.

##### 4.1 Elektrik Güç Üretim Dağıtımını İncelenecek Uçağın Özellikleri

Tek generatörlü güç üretim ve dağıtım yapısı incelenirken örnek olarak göz önüne alınan eğitim jet uçağının tasarlanması için verilerine ulaşma kolaylığı açısından GE firmasının F404-E tipindeki motorunun verileri simülasyonda kullanılacaktır. Bu parametrik veriler firmanın motor kataloğundan bulunmuştur. Çizelge 4.1’de ilgili motorun ihtiyaç duyulacak parametrik verileri gösterilmiştir.

**Çizelge 4.1** : GE F404-E motoru parametrik verileri [21].

İrtifa (ft)	Devir Sayısı (rpm)	Maksimum İtki (lbf)	Mach Hızı (mach)	GKA aralığı (derece)
0-60000	0-20000	14300	2	70-130

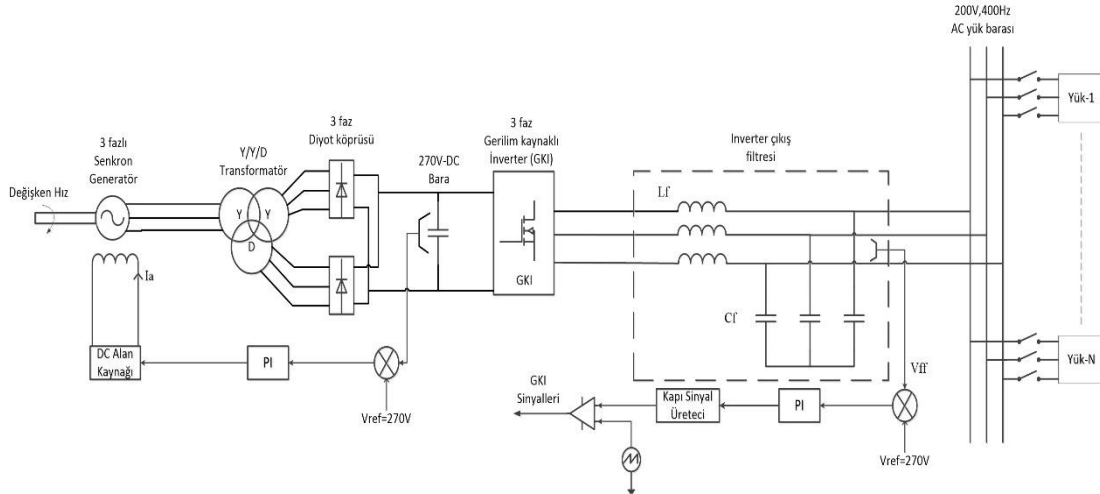
Çizelge 4.1’de bulunan değerlerden uçuşa bağlı olarak devir sayısı kullanılarak generatör için üretilecek olan gerilim ve frekans değeri hesaplanacaktır. Şekil 4.1’de elektrik güç üretim dağıtımını tasarımı yapılması düşünülen uçağın görseli sergilenmektedir.



**Şekil 4.1 :** Elektrik analizi gerçekleştirilecek örnek uçak [22].

#### 4.2 Uçak Elektrik Üretim Dağıtım Sisteminin Matlab Ortamında Modellenmesi

Bu kısımda uçak üretim dağıtım sisteminin, üretimden başlanıp son kullanıcı olan yük grubuna kadar olan yapısının Matlab/Simulink ortamında parametrik veriler yardımıyla modellenme çalışmaları anlatılacaktır. Ardından farklı tipteki yük grupları göz önüne alınarak çıkış grafikleri verilecektir. Uçağın üretimden son çıkış noktasına kadar modellenmesi yapılan olan şema Şekil 4.2’de verilmiştir.



**Şekil 4.2 :** Uçak üretim dağıtım sisteminin genel şeması [23].

#### 4.2.1 Değişken frekanslı generatör tasarımı

Yapılan araştırmalar neticesinde göz önüne alınan uçak üzerinde ağırlık ve boyut durumları göz önüne alındığında sabit frekans yapısında olmayan değişken frekansa sahip generatör kullanılması uygun bulunmuştur. İncelemelerde göz önüne alınan değişken frekanslı generatöre ait parametreler Çizelge 4.2 altında verilmiştir.

**Çizelge 4.2 :** 70 kVA senkron generatör parametreleri [23].

Senkron generatör parametreleri	Değer
Bağlantı Tipi	3 kablolu Yıldız
Mekanik giriş	Açısal hız
Nominal Güç	70 kVA
Fazlar arası gerilim	200 V
Frekans	400 Hz
Makine kutup sayısı	2
Atalet momenti	0.05 kg*m <sup>2</sup>

Çizelge 4.2’de verilen senkron generatör özellikleri, Matlab ortamında modelleme parametreleri olarak alınmıştır. Aynı zamanda taksi ile başlayıp alçalma ve iniş ile tamamlanacak uçuş fazlarına ait gerçek süreler ise Çizelge 4.3’de verilmiştir.

**Çizelge 4.3 :** Gerçek uçuş fazı ve süreleri [24].

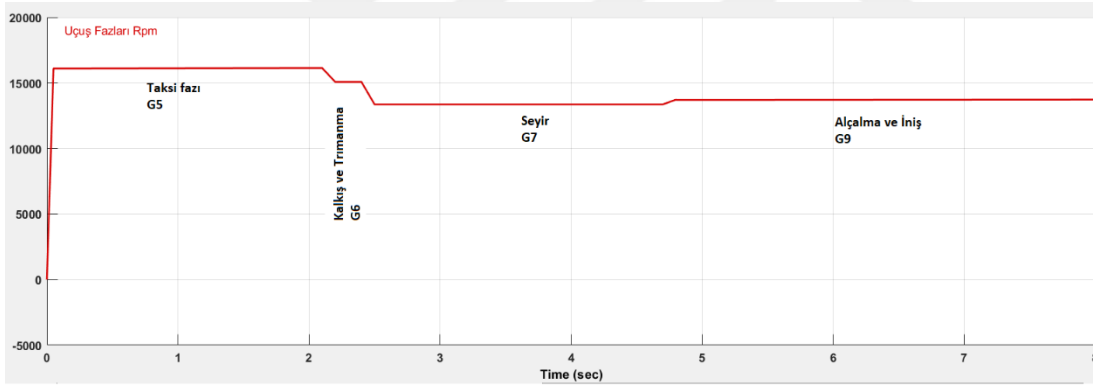
Uçuş Fazı	Süre (saat)
G5-Taksi	0,416
G6-Kalkış ve Tırmanma	0,048
G7-Seyir	0,511
G9-Alçalma ve İniş	0,876
Toplam süre (saat)	1,851

Çizelge 4.3’de saat cinsinden verilen sürelerin 8 saniyelik simülasyon çalışmasına oranlanarak aktarılacağı simülasyon sürelerinin değerleri Çizelge 4.4’te verilmiştir.

**Çizelge 4.4 : Simülasyon uçuş fazı ve süreleri.**

Uçuş Fazı	Süre (saniye)
G5-Taksi	1,80
G6-Kalkış ve Tırmanma	0,21
G7-Seyir	2,21
G9-Alçalma ve İniş	3,79
Toplam süre (saniye)	8,00

Yukarıda verilen süreler ve değişim değerleri Matlab üzerinde bulunan sinyal oluşturma aracına aktarılmış ve böylelikle Şekil 4.3’te verilen grafik ilgili uçuş fazlarına uygun olarak modellenmiştir.



**Şekil 4.3 : Uçuş Fazlarına ait zaman çizelgesi.**

Verilen uçuş senaryosu ve yukarıda oluşturulan değerler, tüm simülasyon çalışmalarında kullanılarak istenilen gerilim değeri elde edilmeye çalışılacak ve analizler de bu doğrultuda gerçekleştirilecektir.

#### **4.2.2 Üç fazlı transformatör, diyot köprüsü ve generatör alan kontrolü**

Generatör çıkışındaki gerilim üç sargılı üç fazlı yıldız-yıldız-üçgen tipinde bağlı transformatöre aktarılacak ardından birbirine paralele bağlı iki diyot köprüsü tarafından doğrultulacak ve çıkışta 270 V DA gerilim elde edilecektir. Ayrıca çıkış geriliminin bu değerde sabit tutulmasını sağlayabilmek için generatör alan gerilimi ve

alan akımı sürekli olarak PI kontrolcü yapısı kullanılarak ayarlanacaktır. İncelenecek üç sargılı transformatöre ait parametreler Çizelge 4.5’de verilmiştir.

**Çizelge 4.5 :** Üç sargılı üç fazlı transformatör parametreleri [23].

Üç fazlı üç sargılı transformatör parametreleri	Değer
Bağlantı Tipi	3 sargılı Y/Y/D
Nominal Güç	250 kVA
Frekans	400-800 Hz
Mıknatıslanma direnci $R_m$	0.4761 ohm
Mıknatıslanma endüktansı $L_m$	0.000127 H

Üç fazlı birbirine paralel olarak bağlanan kontrolsüz tam dalga doğrultucuya ait özellikler Çizelge 4.6’da verilmiştir.

**Çizelge 4.6 :** Tam dalga doğrultucuya ait parametreler.

12-darbe tam dalga doğrultucu parametreleri	Değer
Bağlantı Tipi	12 pulse
Diyot direnci	0.001 ohm
Diyot ileri yön gerilimi ( $V_F$ )	0.8 V
Snubber direnci $R_S$	500 ohm
Snubber endüktansı $L_S$	250e-9 H

Doğrultulmuş gerilim değerinin sabit değerinde tutulmasını sağlayan PI kontrolcüye ait manual olarak elde edilmiş katsayı değerleri Çizelge 4.7’de verilmiştir.

**Çizelge 4.7 :** Generatör uyarım gerilimini ayarlayan kontrolcüye ait parametreler.

Uyarım kontrolcü parametreleri	Değer
Zaman domeni	Discrete
Oransal (P)	0.00001
Toplamsal (I)	0.1

Yukarıdaki grafiklerle verilen parametreler Matlab programına aktarılarak ve giriş parametresi uçuş senaryolarına uygun olarak değiştirilerek istenilen gerilim çıkışı DA olarak elde edilecek ve sonrasında AA dönüşüm için dönüştürücülerden geçecektir.

#### 4.2.3 Üç fazlı inverter/evirici ve filtre tasarımı

Doğrultucu çıkışında 270 VDA olarak elde edilen gerilim, gerilim kaynaklı evirici (GKE) kullanılarak bir çıkış gerilim değeri elde edilecek ve ardından bu değeri 200 V AA deviyesinde tutabilmek için tek sargılı üç fazlı transformatör vasıtasıyla gerilim değiştirilecektir. Son aşamada ise, gerilim üzerindeki harmoniklerin azaltılmasını sağlamak için LC filtresi üzerinden geçirilecek ve çıkıştaki yüklerle sağlanacaktır. İncelenecek GKE tipindeki inverter'e ait parametreler Çizelge 4.8'de verilmiştir.

**Çizelge 4.8 :** GKE evirici devresine ait parametreler.

GKE evirici parametreleri	Değer
Bağlantı Tipi	6 pulse
IGBT iç direnci	0.001 ohm
IGBT Snubber direnci $R_s$	100 kohm
IGBT Snubber kapasitansı $C_s$	inf

Elde edilen gerilim içerisindeki harmonikleri azaltmak için kullanılan LC filtresine ait parametreler Çizelge 4.9'da verilmiştir.

**Çizelge 4.9** : LC filtresine ait parametreler.

Filtre parametreleri	Değer
Endüktans (L)	0.45 mH
Kapasitans (C)	100 $\mu$ F

İlgili LC parametresinde çıkış geriliminin 200 V AA olarak sabit tutabilmek adına GKE eviricinin kontrolü için PI kontrolcü kullanılmaktadır. Kullanılan bu kontrolcüye ait parametreler Çizelge 4.10'da verilmiştir.

**Çizelge 4.10** : Evirici çıkış gerilimini ayarlayan kontrolcüye ait parametreler.

Evirici kontrolcü parametreleri	Değer
Zaman domeni	Discrete
Oransal (P)	0.001
Toplamsal (I)	1.111

### **4.3 Uçak Üretim Dağıtım Sistemine Yük değişiminin Etkisi**

Bu kısımda uçak üzerinde potansiyel olarak bulunan statik ve dinamik yük giriş ve çıkışlarının ayarlanması sağlanacak ve buna bağlı olarak sistemin geçici durum ile kalıcı durum halindeki cevapları grafikler ile gösterilecek ve farkları anlatılacaktır.

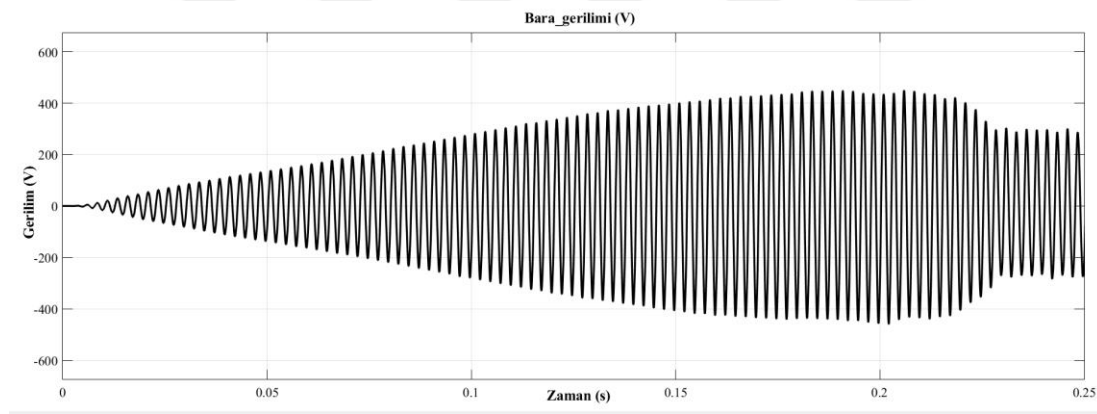
#### **4.3.1 Statik yük girişinin etkisi**

Uçak yük gruplarından biri olan statik yükler genellikle sabit olarak yük çeken gruplardır. Aydınlatma, ısıtma vb. fonksiyonlarının uçak içerisinde meydana gelmesi için kullanılan yük gruplarıdır. Bu yük gruplarına uçağın tepkisini görebilmek için parametreler Çizelge 4.11'de verilmiştir.

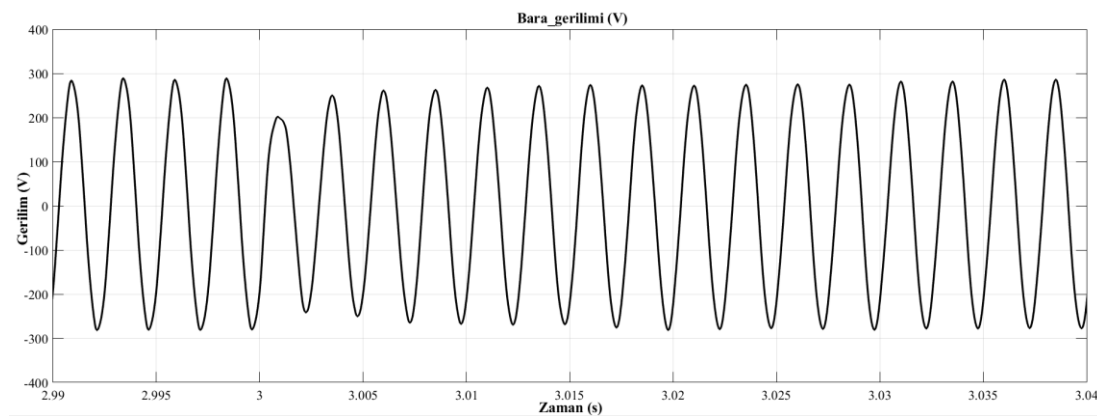
**Çizelge 4.11 : 10 kVA aydınlatma yükünün özellikleri.**

Yük Parametreleri	Değer
Yük konfigürasyonu	Yıldız (Y)
Nominal gücü	10 kVA
Fazlar arası gerilim	200 V
Aktif Güç (P)	8 kW
Reaktif Güç (Q)	6 kVAr

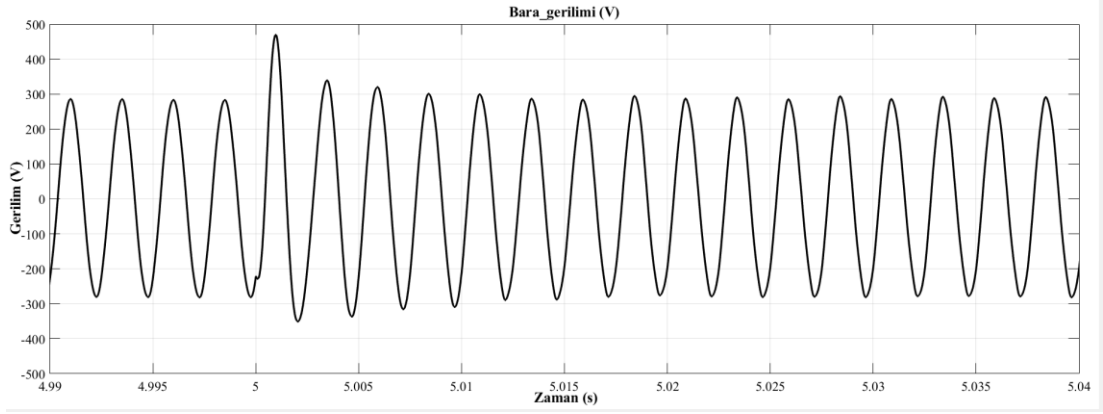
Bu yük grubu kullanılarak oluşturulmuş uçak güç üretim dağıtım sistemine entegre edilmesinde sonra gerilimde meydana gelen değişim grafikleri Şekil 4.4 'de verilmiştir.



a) Geçici hal



b) Yük devreye alınırken (3s)



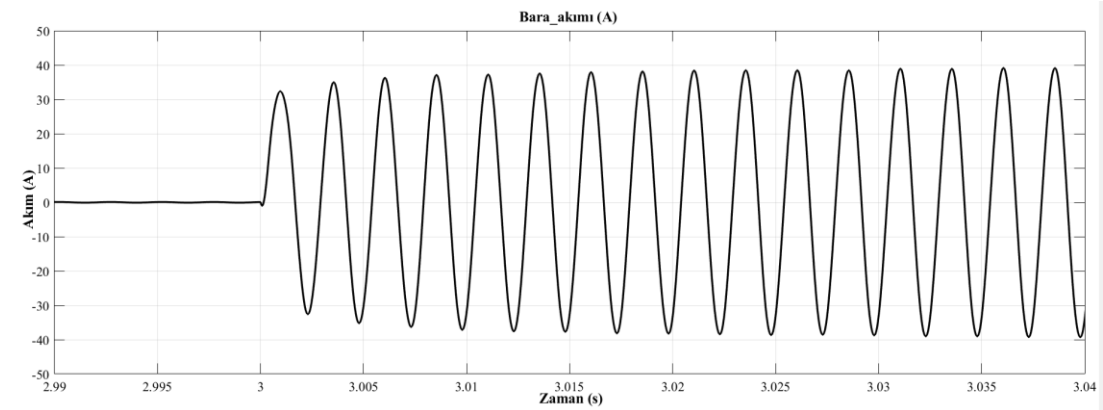
c) Yük devre dışı bırakılırken (5s)

**Şekil 4.4 :** Statik yüke bağlı bara gerilim grafikleri.

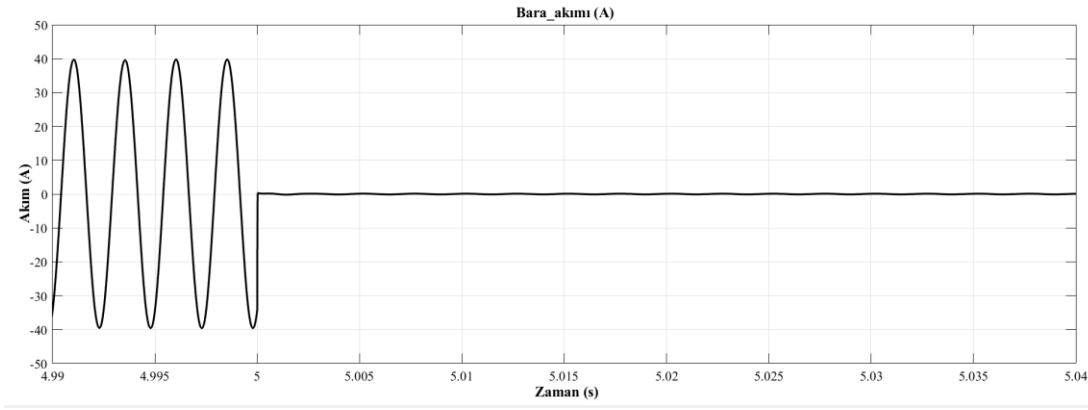
Şekil 4.4 (a)'da verilen grafikte, sistem devreye alındığında geçici hal durumundayken sistemin gerilim karakteristiği gösterilmektedir. Şekil 4.4 (b)'de ise 3.saniyede yük devreye alınırken, Şekil 4.4 (c)'de ise 5. Saniyede yük devre dışı bırakılırken barada anlık meydana gelen gerilim düşme ve yükselme eğrileri gösterilmektedir.

Sistem devreye alındığı sırada ve yük giriş çıkışlarının yapılmasıyla barada meydana gelen akım geçişleri Şekil 4.5'te verilmiştir.

Şekil 4.5 (a)'da verilen grafikte 3.saniyede yük devreye alınırken bara akımında meydana gelen değişim eğrisi verilmiştir. Şekil 4.5 (b)'de ise 5. Saniyede yük devre dışı bırakılırken bara akımında meydana gelen azalma ve değişim gösterilmiştir.



a) Yük devreye alınırken (3s)



b) Yük devre dışı bırakılırken (5s)

**Şekil 4.5** : Statik yüke bağlı bara akım grafikleri.

Yukarıda verilen grafiğe göre, sistemde var olan statik yükün 3.saniyede anahtarlanarak devreye alınmasıyla o anki bara gerilim olan 112 V faz-nötr gerilimini üzerine almıştır. Bununla paralel olarak her bir kol üzerinden geçen akım değeri 28 amperdir. Bununla birlikte yük 5. Saniyede devreden çıkarılmıştır. Anahtarlama noktası tepe değerine denk geldiği için bir sıçrama olduğu grafik incelemesi yapıldığında görülebilmektedir.

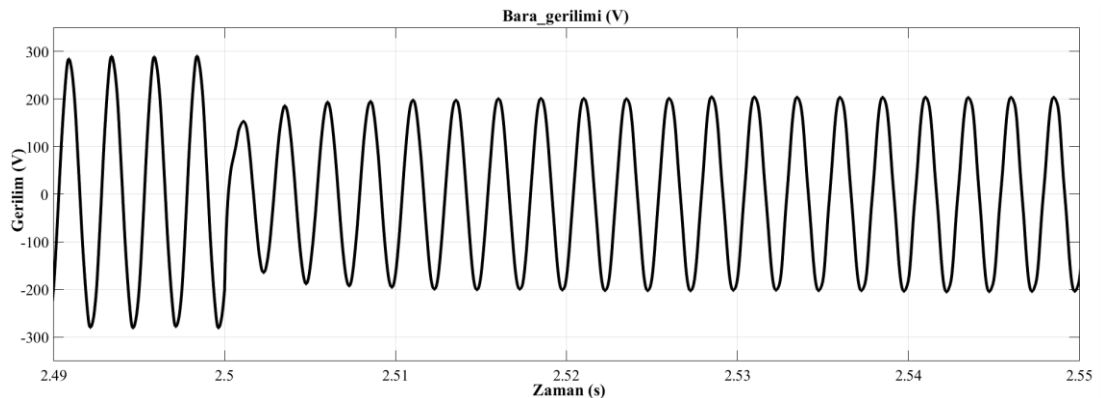
#### 4.3.2 Dinamik yük girişinin etkisi

Uçak üzerinde bulunan yük tiplerinden birisi de dinamik yük karakteristiğine sahip yük gruplarıdır. Uçağın hareket kabiliyetlerinde önemli bir rolü olan bu yük gruplarının içerisinde genellikle mekanik, itki ve hidrolik gibi sistemlere etki eden ekipmanlar bulunmaktadır. Bu tip ekipmanlara, yakıt sistemlerinin yük profiline uygun olarak devreye girip çıkmasını sağlayan yakıt ve transfer pompaları ile acil durum esnasında hem uçuş kontrol yüzeylerinin hem de sistemin acil durum profiline uygun olarak hidrolik ihtiyacını karşılayan pompalar örnek olarak gösterilebilirler. Çizelge 4.12’de analiz için kullanılacak olan asenkron yapısındaki motora ait parametreler verilmiştir.

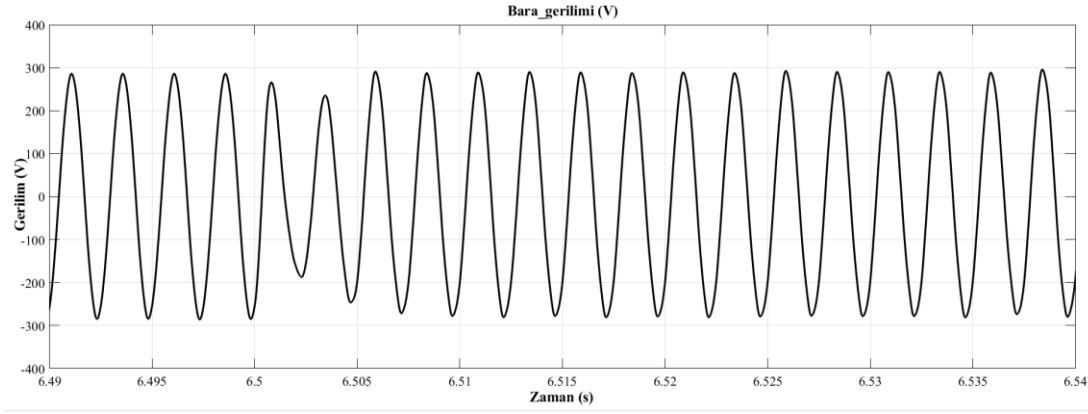
**Çizelge 4.12 : 12 kVA asenkron motor özellikleri [23].**

Motor Parametreleri	Değer
Rotor tipi	Sincap kafes
Nominal gücü	12 kVA
Fazlar arası gerilim	200 V
Frekans	400 Hz
Stator direnci	0.2761 ohm
Stator endüktansı	0.0002191 H
Rotor direnci	0.16 ohm
Rotor endüktansı	0.0002191 H
Ortak endüktans	0.07614 H
Atalet	0.01 kg/m <sup>2</sup>
Kutup sayısı	8

Çizelge 4.12’de verilen motor özellikleri Matlab/Simulink programı içerisindeki asenkron motor modeline aktarılarak dinamik yük değişiminin bara sistemine etkileri analize gösterilecektir. Çizelge 4.12’de verilen yük değerlerinin sistemde anahtarlamalarının yapılması sonucunda bara geriliminde meydana gelen değişimleri içeren grafikler Şekil 4.6 ‘da verilmiştir.



a) Yük devreye alınırken (2.5s)

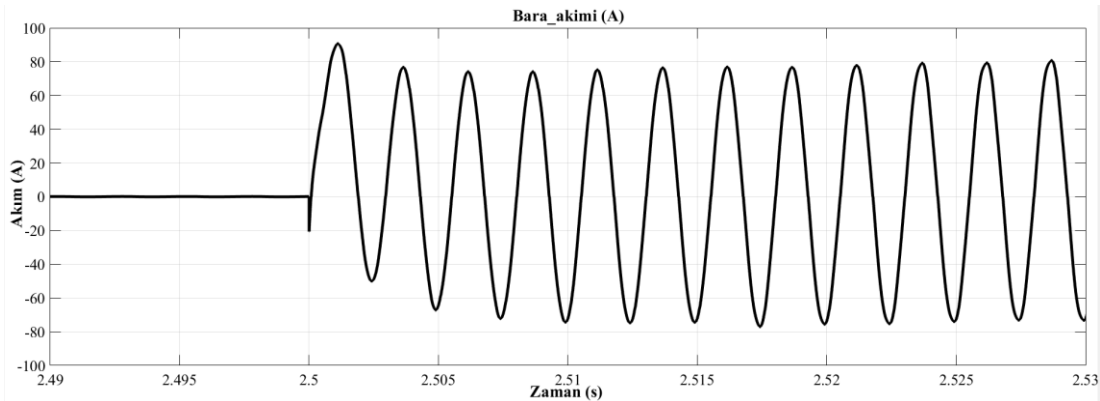


b) Yük devre dışı bırakılırken (6.5s)

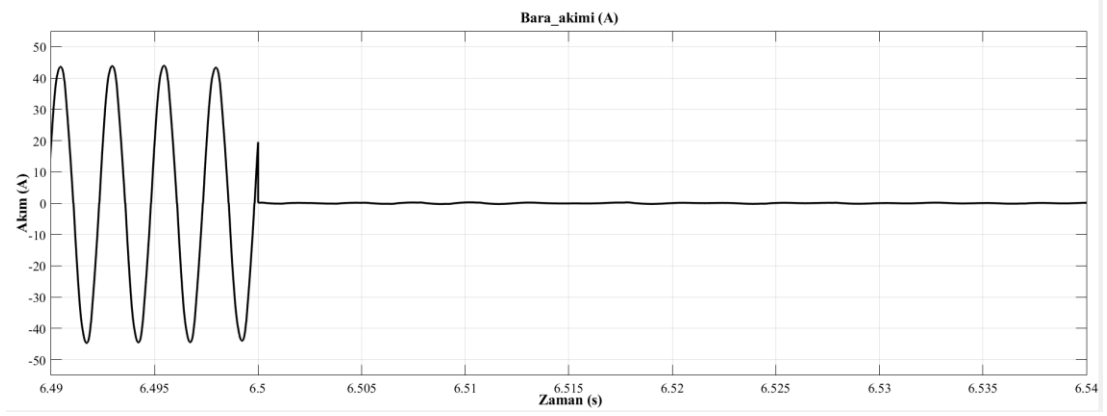
**Şekil 4.6 :** Dinamik yüke bağlı bara gerilim grafikleri.

Şekil 4.6 (a)'da 2.5. saniyede yükün devreye alınması esnasında dinamik yük karakteristiği nedeniyle barada meydana gelen gerilim değişimleri verilmektedir. Yük devreye girdikten sonra çekilen geçici hal akım değerinden dolayı bir süre gerilim düşüşü meydana gelmekte ve ardından kullanılan kontrol metodu nedeniyle gerilimde anlık bir yükselme meydana gelmektedir. Geçici hal durumu ve kontrol süreci tamamlandıktan sonra gerilim anahtarlanması yapılmadan önceki gerilim seviyesine geri dönebilmektedir. Şekil 4.6 (b)'de ise 6.5. saniyede yük devre dışı bırakıldığında barada anlık olarak bir gerilim düşüşü meydana gelmekte ardından normal bara gerilim seviyesi sağlanmaktadır.

Elektrik güç üretim dağıtım sisteminin devreye alınmasından sonra dinamik yük giriş çıkışlarının yapılmasıyla barada meydana gelen akım değişimleri Şekil 4.7'de verilmiştir.



a) Yük devreye alınırken (2.5s)



b) Yük devre dışı bırakılırken (6.5s)

**Şekil 4.7** : Dinamik yüke bağlı bara akım grafikleri.

Şekil 4.7 (a)'da 2.5. saniyede yükün devreye alınmasıyla birlikte barada çekilen akım değerinde yük karakteristiği nedeniyle artış meydana gelmiştir. Geçici hal davranışı tamamlandıktan sonra yük sistemden nominal ihtiyaç duyduğu akım değerini simetrik bir şekilde sağlamaya devam ettiği görülmektedir. Şekil 4.7 (b)'de ise 6.5. saniyede yükün devre dışı kalmasıyla birlikte bara üzerinden çekilen akım değeri azalmıştır ve bara üzerinde geçici bir salınma meydana getirmiş ve normal çalışma durumuna geçişi sağlanmıştır.

Şekil 4.6 ve Şekil 4.7'de verilen grafiklerde hidrolik pompa motoru olarak verilen bir dinamik yük anahtarlama sisteminin karakteristiğini göstermektedir. Yük 2.5'inci saniyede devreye girmektedir ve bununla birlikte motorun ataletini yenebilmesi için sistemden talep ettiği kalkış akımının etkisiyle sistemden anlık bir yüksek akım çekilmektedir. Bir süre sonra bara gerilimini kontrol eden PI kontrolü sistem gerilim düşüşüne tepki vererek modülasyon katsayısını arttırmakta ve anlık olarak gerilimde yükselme meydana getirmektedir. Ardından gerilim dengelenmekte ve sistem devreye girdikten sonra 4 saniye daha devrede kalmaktadır. Sistem yükünün 6.5. saniyeden itibaren devre dışı bırakılmasıyla motor frenleme yaparak bara üzerindeki akımı yavaş yavaş söndürülerek azaltmaktadır.



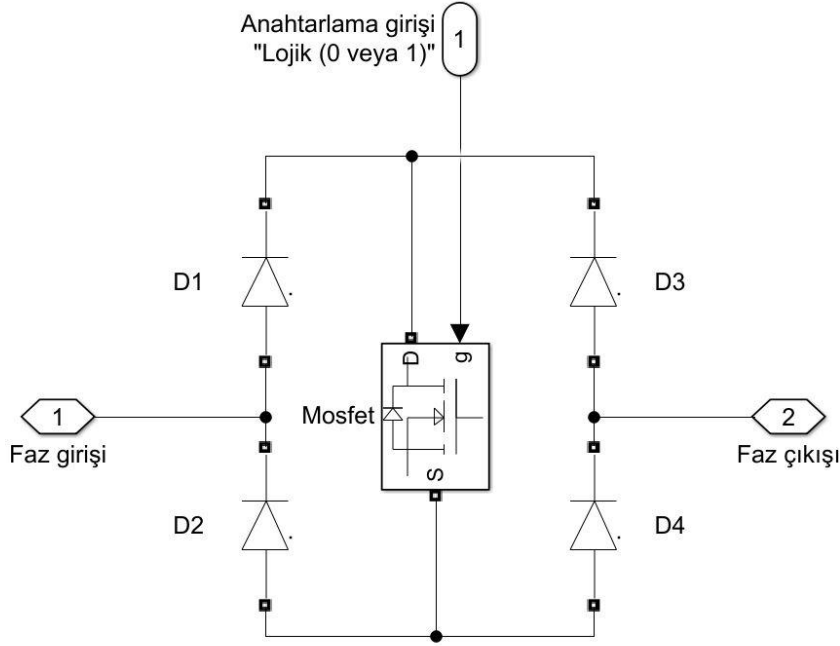
## **5. UÇAK ELEKTRİK GÜÇ SİSTEMİNDE YARI İLETKEN TEMELLİ ANAHTARLAMA KULLANIM ETKİLERİNİN İNCELENMESİ**

Bu bölümde uçak güç üretim dağıtım sisteminde enerjinin aktarılması için kullanılan geleneksel anahtarlamanın yerine gelişen teknolojinin etkisiyle kullanılmaya başlayan yeni nesil avantajlı anahtarlama sistemleri ve yük dengeleme metotları tanıtılacaktır. Bu anahtarlama sistemlerinin yapısı ve çalışma prensibi verilecektir. Kullanılacak potansiyel yük gruplarının tanıtımı yapılarak, dengeleme algoritmasına bağlı olarak davranışları irdelenecektir. Bu algoritmanın anahtarlama ve dengelemeye etkileri grafiklerle ortaya konulacaktır.

### **5.1 Uçak Elektrik Sisteminde Yarı İletken Anahtarlama Yapısı**

Bir uçak sisteminin yük ve sistem kontrolünde en önemli parçalarından biri anahtarlama sistemidir. Önceleri elektromekanik yapılarla kontrol edilmeye çalışılan yük ve sistemler, günümüzde üretim kabiliyeti ve yarı iletken teknolojisinin gelişmesiyle birlikte yerini yarı iletken anahtarlama elemanlarına bırakmaya başlamıştır. Yarı iletken elemanlar her ne kadar elektromekanik yapılara nazaran hafif ve sessiz de olsalar güvenilirlik açısından hala elektromekanik yapıların biraz gerisindedirler. Ayrıca hala yüksek güçlü uygulamalar için teknolojik hazırlık seviyeleri yeterli değildir. Uçak içerisinde güç sisteminin kontrolü için anahtarlama yarı iletken güç kontrolcüsü adı verilen ikincil güç dağıtım birimleri içerisinde gerçekleştirilirler. Daha öncesinde mekanik yapıların her biri ayrı ayrı kontrol edilip kablo fazlalığına ve nihai durumda uçak ağırlığının artmasına sebebiyet veriyorken hem yarı iletken yapıların ağırlık avantajı hem de dijital hat kullanılarak lojik yapıda anahtarlama yapılabilmesi sayesinde uçak üzerinde ağırlık açısından ciddi bir avantaj elde edilebilmektedir. Ayrıca bu tür yarı iletken yapıların en önemli bir diğer avantajı ise içerisindeki mosfet yapıya bağlı olarak limit değerleri çerçevesinde akım değerlerinin programlanabilmesidir. Bu sayede herhangi bir yük grubuna uygun olarak da sistemin açma karakteristiğinin ayarlanabilmektedir. Bunun yanında kalkış anında yüksek akım ihtiyacı duyan dinamik yük karakteristikleri (örneğin; pompa ve motor

yükleri) için de oldukça kullanışlı bir yapıdadır. Uçak üzerinde kullanılan anahtarlama yapısının en temel elemanına ait çizim Şekil 5.1’de verilmiştir.



Şekil 5.1 : Temel mosfet anahtarlama yapısı [25].

Yukarıda örneği verilen yapıda, her bir faz için kullanılacak olan mosfet yapısı gösterilmektedir. Faz girişi ve çıkışı arasındaki bağlantı, anahtarlama girişi olarak gösterilen lojik anahtarlama sayesinde mümkün olmaktadır. Lojik olarak 1 sinyalinin, yukarıda anahtarlama girişi olarak gösterilen 1 no'lu girişten mosfetin gate (g) bacağına gelmesi durumunda bağlantı kurulacak ve akım sırasıyla faz girişinden D1-D-S-D4 yolunu takip ederek faz çıkışına gidecektir. Lojik değerinin 0 olması durumunda ise herhangi bir şekilde faz giriş ve çıkış arasında bağlantı kurulamayacak ve yük akışı sağlanamayacaktır.

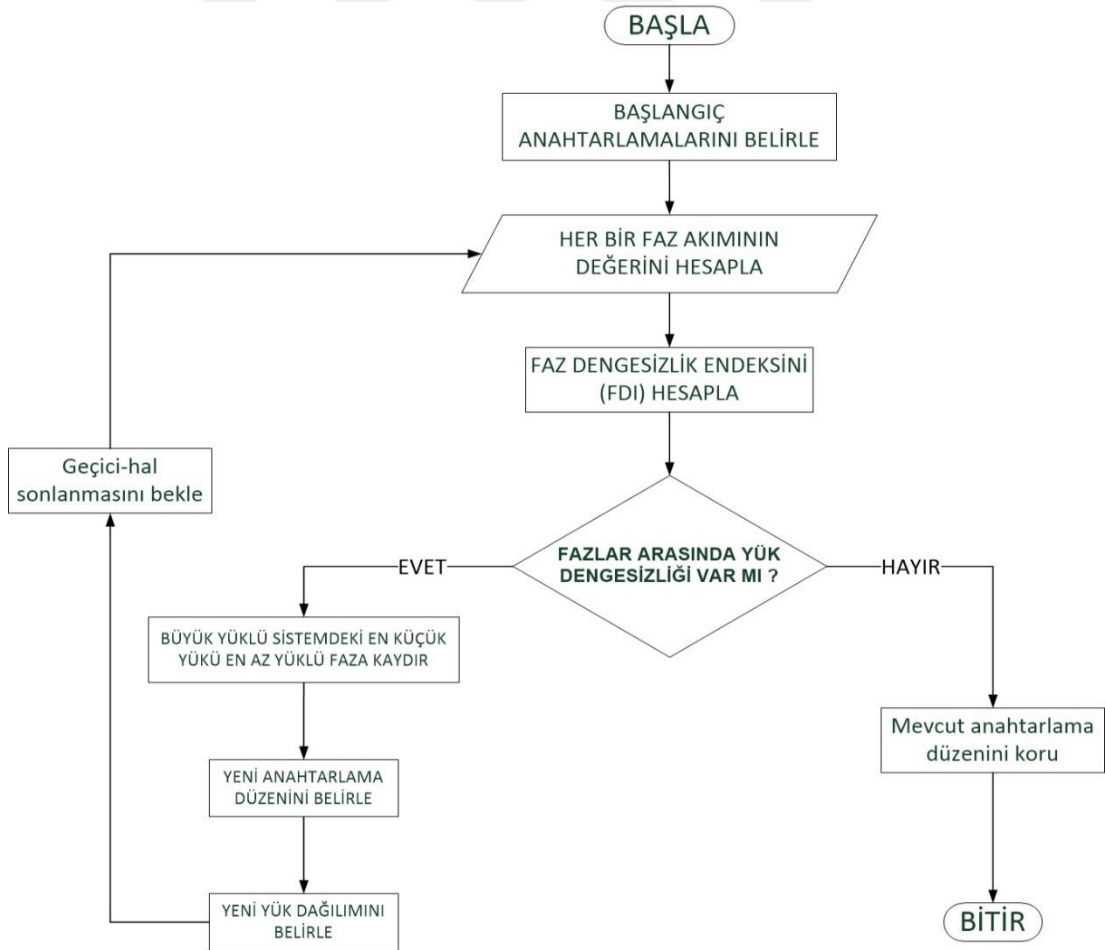
## 5.2 Uçak Elektrik Sisteminde Yük Dengeleme Algoritması

Bir uçak üretim dağıtım sisteminde en önemli noktalardan biri de sistemdeki yük değişimidir. Uçağın yerdeki hazırlık durumu ve kalkışından iniş sürecine kadar ihtiyaca bağlı olarak yük değişimleri meydana gelmektedir. Bu yük değişimleri doğal olarak önceden belirlenen uçuş faz yük dağılımı olduğu gibi, beklenmeyen anlık aşırı yüklenme veya kısa devre gibi durumlar da olabilmektedir. Meydana gelebilecek bu değişimlerde generatör çıkışından ana kaynak olarak üretilen generatörün her bir fazın

ve doğal olarak sistemin etkilenmesi söz konusudur. Bu durumların önüne geçebilmek adına sistem üzerindeki yüklerin kontrolünün en uygun şekilde sağlanması gerekmektedir. Bu kontrol yöntemlerinden birisi de yük dengeleme algoritmalarının kullanılmasıdır. Yük dengelemedeki temel amaç tüm fazları mümkün olan en iyi şekilde yükleyerek sistemin her bir fazı sağlıklı şekilde kullanmasını sağlamaktır. Bu algoritmanın kullandığı parametrelerden biri faz dengesizlik indeksidir [16]. Faz dengesizlik indeksi (FDI), her bir fazdan çekilen akımın fazlardan geçen ortalama akım değeriyle farkının maksimum değerinin ortalama akım değerine oranı olarak tanımlanmaktadır. Bu tanımlamaya ait formül [5.1]'de verilmiştir.

$$FDI = \frac{\max(\text{delta}A, \text{delta}B, \text{delta}C)}{\text{ortalama akım}} \times 100 \quad (5.1)$$

Bu indeks hesaplandıktan sonra algoritma karşılaştırmalarını yapmaya başlar ve aralarındaki fark en küçük yük değerinden büyük olana kadar devam eder. Bu işleyişi gösteren faz akımlarının dengelenmesine ait oluşturulan akış diyagramı Şekil 5.2'de verilmiştir.



Şekil 5.2 : Yük dengeleme algoritması.

Yukarıda verilen algoritma, yüklerin başlangıç anahtarlama düzenlerinin belirlenmesi ile başlamaktadır. Ardından bu anahtarlamaya bağlı olarak her bir faza düşen akım değeri hesaplanmaktadır. Hesaplanan bu akım değerlerinin her bir faz için ortalama akım değerinden farkları alınarak ortalama akıma olan yakınlık/uzaklık durumları belirlenmektedir. Bir sonraki adımda [5.1]'de verilen formül kullanılarak fazlar için dengesizlik indeksinin (FDI) hesaplanması yapılmaktadır. Hesaplanan dengesizlik indeksine ve ortalamaya göre olan konumlarına bağlı, dengesizlik olup olmadığına karar verilmektedir. Sistemde dengesizlik varsa, sistemde belirlenen faz akımlarının en büyük değerindeki en küçük yük değeri bulunarak, en küçük faz akımına sahip olan faza aktarılmaktadır. Buna uygun olarak yeni anahtarlama düzeni belirlenmektedir. Ardından geçici durum geçişleri esnasında anahtarlama yapmamak adına sistemde belirlenecek süre kadar bekleme yapılacak ve bu şekilde sistemde dengesizlik olduğu sürece aynı şekilde hesaplama yapmaya ve yeni anahtarlama düzeni oluşturmaya devam edecektir. Sistemdeki faz akımlarının her birinin ortalama akımdan olan farkları belirlenen en küçük yük değerinden küçük olduğunda, yük kaydırma işlemleri bitirilerek mevcut anahtarlama düzenleri korunacaktır. Herhangi bir dengesizlik anında bu döngü tekrardan başlayacak ve işlemler tekrarlanacaktır. Bu sayede, her bir faz üzerinden mümkün olan en uygun değerdeki akımlar çekilerek sistemdeki dönüş akımı mümkün olan en küçük değere indirilecek ve bu sayede sistemdeki kayıplar azaltılacaktır.

### **5.3 Uçuş Fazlarının Tanımlanması**

Bir uçuş döngüsünde yükler, ilgili uçuş fazı ve kullanım duruma bağlı olarak değişiklik gösterebilmektedir. Kalkış anında çekilen yük miktarı veya uçuş süresi boyunca çekilen yük miktarı ihtiyaca ve analizlere göre farklılık gösterebilmektedir. Bu noktada ortaya çıkabilecek ihtiyaçlar paralelinde, yüklerin uçuş fazlarına göre sınıflandırılmasının elde edilebilecek en uzun uçuş süresi ve seyri açısından faydası bulunmaktadır. Ayrıca, özellikle de uçuş esnasında meydana gelebilecek motor veya generatör kaybının sonucunda ortaya çıkabilecek acil durum senaryosunda, meydana gelebilecek enerji kesintileri de göz önüne alınarak, yük gruplarının bu kapsamda önem derecesine göre uygun bir şekilde sınıflandırılması gereklilik arz etmektedir [26]. Bir uçuş süresi boyunca ortaya çıkabilecek fazları içeren tablo Çizelge 5.1'de verilmiştir.

**Çizelge 5.1 : Bir uçağın çalışma fazları [24].**

Faz Numarası	Açıklama
G3	Yükleme ve yer hazırlık, Yer güç ünitesi (YGÜ)
G4	Motor Start
G5	Taksi
G6	Kalkış ve Tırmanma
G7	Seyir
G8	Saldırı
G9	Alçalma ve İniş
G10	Motor Çalışıyor, AA Generatör hatalı, DA Generatör çalışıyor, YGB çalışmıyor ve Batarya hazır.
G11	Motor Çalışıyor, AA Generatör hatalı, DA Generatör hazır ve YGB çalışıyor
G12	Motor hatalı ve YGB çalışmıyor
G13	Motor hatalı, YGB çalışıyor
G14	AMAD veya PTO hatalı, YGB çalışmıyor
G15	AMAD veya PTO hatalı, YGB çalışıyor
G16	DA Generatör hatalı, AA generatör hazır

Yukarıdaki faz numarasıyla verilen çalışma fazlarından ilk faz olan G3 fazında uçak için gerekli harita, görev profili ve eğer savaş uçağıysa silah yüklemeleri gibi durumlarla sistem testlerinin gerçekleştirilmesi uçağa yer güç ünitesi (YGÜ) tarafından dışarıdan enerji verilerek yapılır. Uçuş öncesi hazırlıklar tamamlandıktan sonra motor çalıştırma ile G4 fazı icra edilir ve gerekli kontroller yapılır. Kontrollerin tamamlanmasından itibaren uçak pist üzerinde taksi yaparak G5 fazına geçilmiş olur. Taksi manevrası esnasında herhangi bir arıza meydana gelmezse uçak kalkış pozisyonunu alır ve kalkışla birlikte G6 fazına giriş yapılır. Kalkış sonrasında istenilen

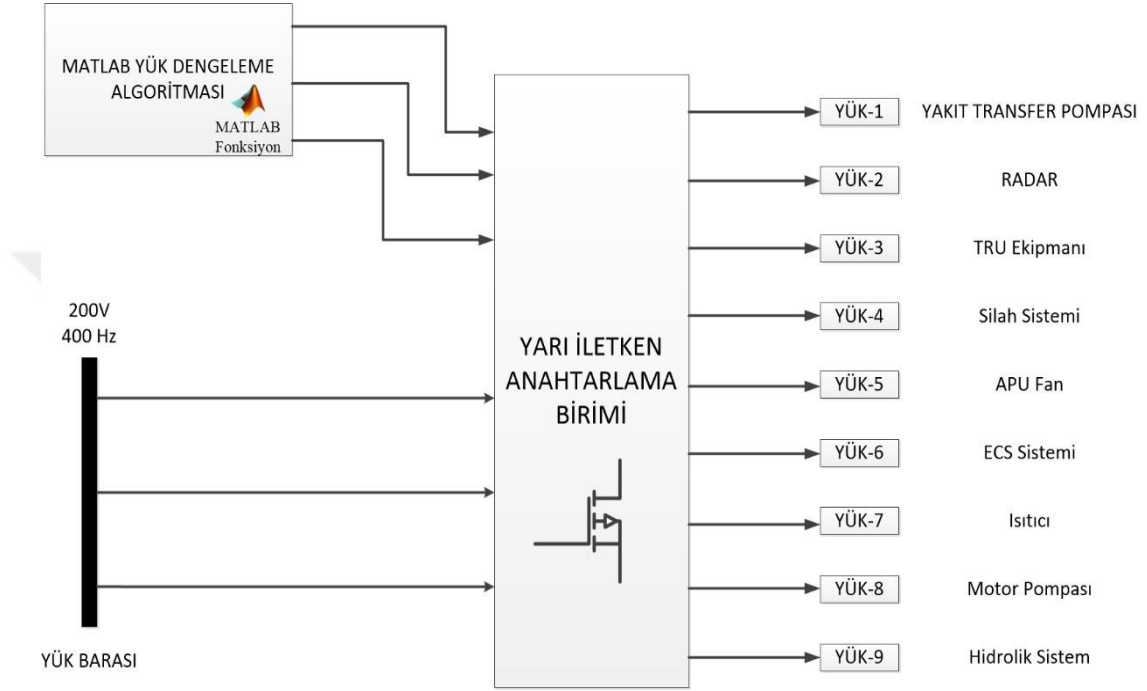
irtifaya ulaşabilmek adına belirli aralıklarla tırmanma yapmaktadır. Ardından uygun irtifaya ulaşıldıktan sonra uçak seyir durumuna geçiş yapar ve G7 fazı icra edilir. Eğer uçak bir askeri tipte saldırı uçağı ise herhangi bir tehdit unsuru gördüğü durumda daha keskin manevralarla ve gerekirse silah ünitelerini kullanarak G8 fazını icra edebilmektedir. Uçuş süresi ve yakıt durumu göz önünde bulundurularak uçak alçalma manevrasını başlatır ve inişini gerçekleştirerek başarılı bir şekilde uçuş profilini tamamalar. Herhangi bir şekilde bir hata meydana geldiğinde hatanın türüne göre G10 ile G16 arasındaki faz geçişleri geçici veya kalıcı olarak gerçekleşebilir. İlgili arıza faz türüne ait açıklama Çizelge 5.1 içerisinde verilmiştir. Bu fazlar göz önüne alınarak uçak içi yük dağılımı, elektrik yük analizi çalışmaları yapılırken dikkate alınması gereken bir durumdur. Her bir faz esnasında kullanılacak yük değerleri ve ilgili enerji kaynağı olan ekipmanlarının bara düzeninde ihtiyaca bağlı olarak ayrılmasından ötürü kullanım önceliklerinin dikkate alınması gereklidir. Bu noktada uçağın ihtiyaçları göz önüne alınarak uygun fazlar için yerleşimler yapılmalı ve bu yerleşimler gerekli analizlerle desteklenmelidir. Aksi takdirde üretilen enerjinin verimsiz bir şekilde kullanılması ve acil durum esnasında uçağın iniş şartlarını sağlayamayarak düşmesi gibi kötü durumlar meydana gelebilmektedir.

### **5.3.1 Uçuş yük gruplarının tanımlanması ve analizi**

Uçuş esnasında daha önceden tanımlanan birçok yük grubu uçuş faz değişikliği esnasında değişiklik gösterebilmektedir. Bu yük değişimleri esnasında sistem üzerinde anahtarlamaların yapılmasından ötürü geçici olarak dengesizlikler meydana gelebilmektedir. Bu dengesizliklerin sistem içerisinde uygun bir şekilde yönetilmesi adına sürekli olarak yüklerin uygun fazlara transferinin yapılması ideal veya ideale yakın dengeleme yapısının bulunması önemlidir. Bu kısımda, daha önceden Matlab/Simulink ortamında uçak sistemi için oluşturulan üretim ve dağıtım yapısının simülasyonuna, her bir yük için 3 adet mosfet kullanılarak toplamda kullanılması düşünülen 9 farklı yük grubu için 27 adet mosfet elemanından oluşan yarı iletken anahtarlama blok yapısı kullanılacaktır. Bu anahtarlama blok yapısının kontrolü için Şekil 5.2’de verilen yük dengeleme algoritması kullanılacaktır. Belirlenecek 9 farklı yük için taksit ile G5 fazından başlayıp, G8 saldırı fazı hariç, iniş G9 fazına kadar olan yük değişimleri dikkate alınacaktır. Bu yapının kullanılmasıyla birlikte sistem üzerinde faz geçişleri ile meydana gelebilecek yük dengesizlikleri önlenecek ve bu

sayede dönüş akımının değeri sistem için azaltılarak sistem üzerinde kayıpların ve kablo ağırlıklarının azalması açısından önemli bir avantaj sağlanmış olacaktır. Kullanılacak 9 farklı yük grubu ve bu yük gruplarının uçuş fazı boyunca değişiklikleri Çizelge 5.2’de verilmiştir.

Uçuş fazlarına göre verilen yük tiplerinin Matlab/Simulink ortamında modellenmesiyle elde edilen yapıya ait blok şeması Şekil 5.3’te verilmiştir.



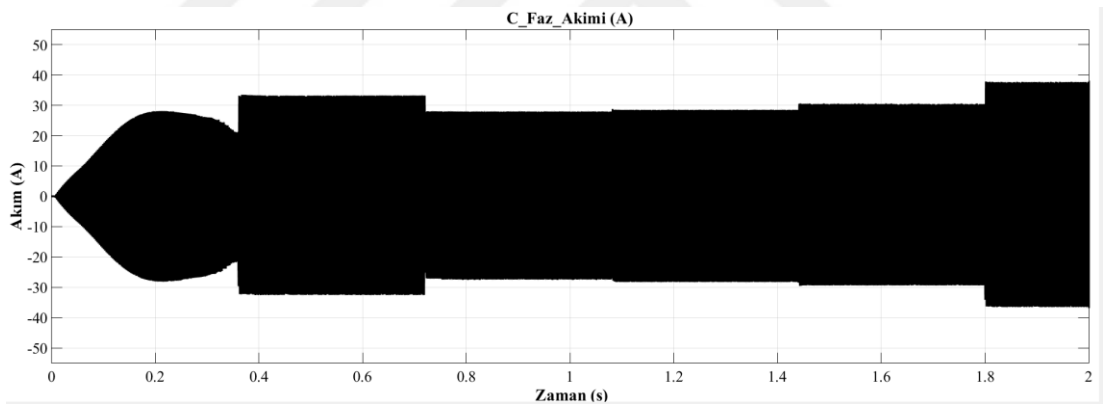
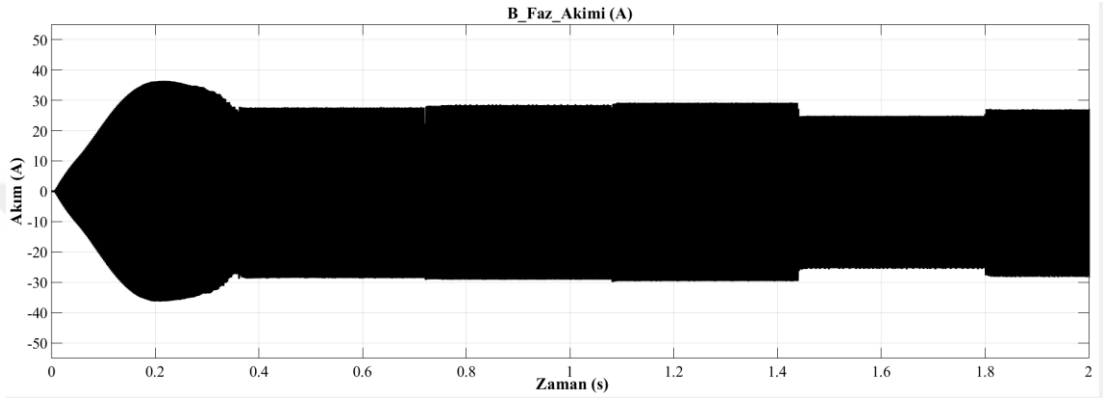
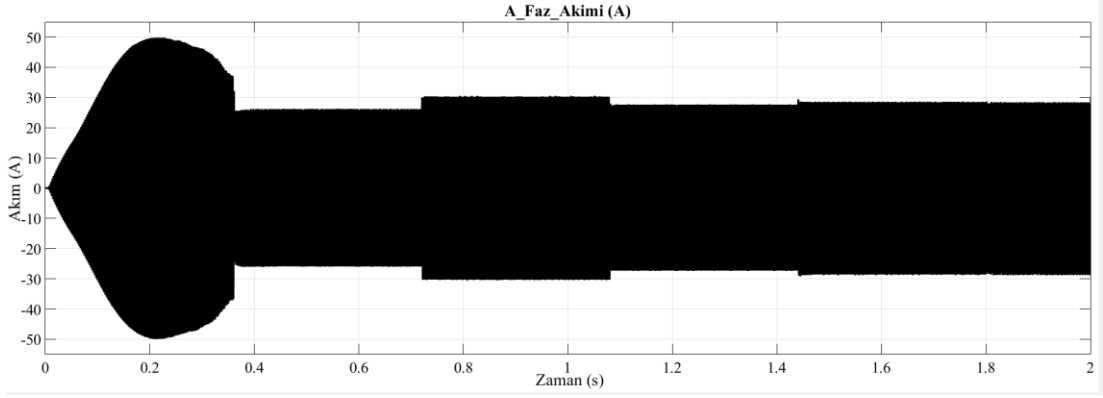
**Şekil 5.3 :** Matlab/Simulink yük dengeleme yapısı.

Şekil 5.3’te verilen yapı ve Bölüm 5.2’de anlatılan algoritma kullanılarak ve uygun anlık geçişleri de göz önünde bulundurularak elde edilen dengeli akım ve gerilim grafikleri Şekil 5.4’te verilmiştir.

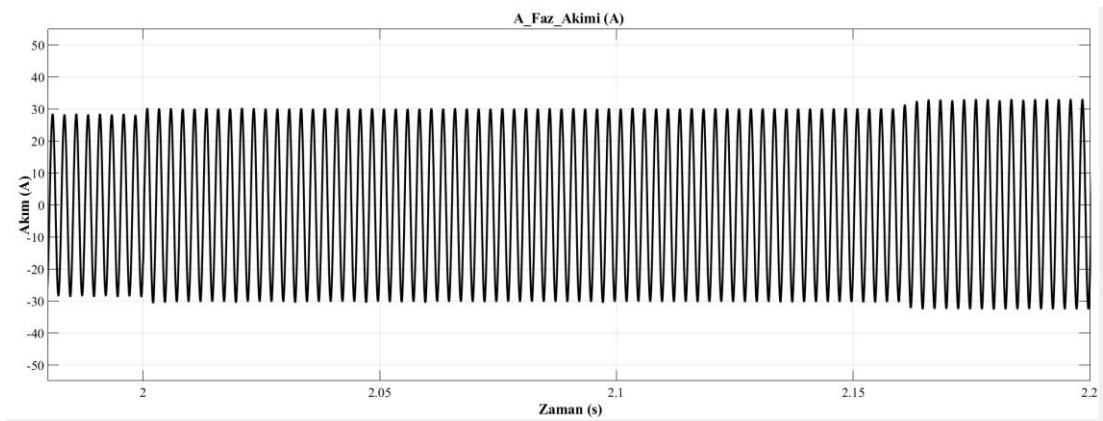
Şekil 5.4 (a)’da geçici hal durumunu gösteren her bir faza ait olan akım grafikleri verilmiştir. Bu grafiklere bakıldığında başlangıçtan itibaren sistemin yaklaşık olarak 0.35 s kadar geçici hal durumunda kaldıktan sonra kararlı hale geçip anahtarlamaları yapmaya başladığı görülmektedir. Bu durum göz önüne alınarak Şekil 5.4 (b)’de kararlı hal sonrası anahtarlama değişimleri verilmiştir. Burada kararlı hale geçişten sonra dengelemenin sağlanmaya başladığı ve fazlar arasında çekilen akım farkının azaldığı görülmektedir.

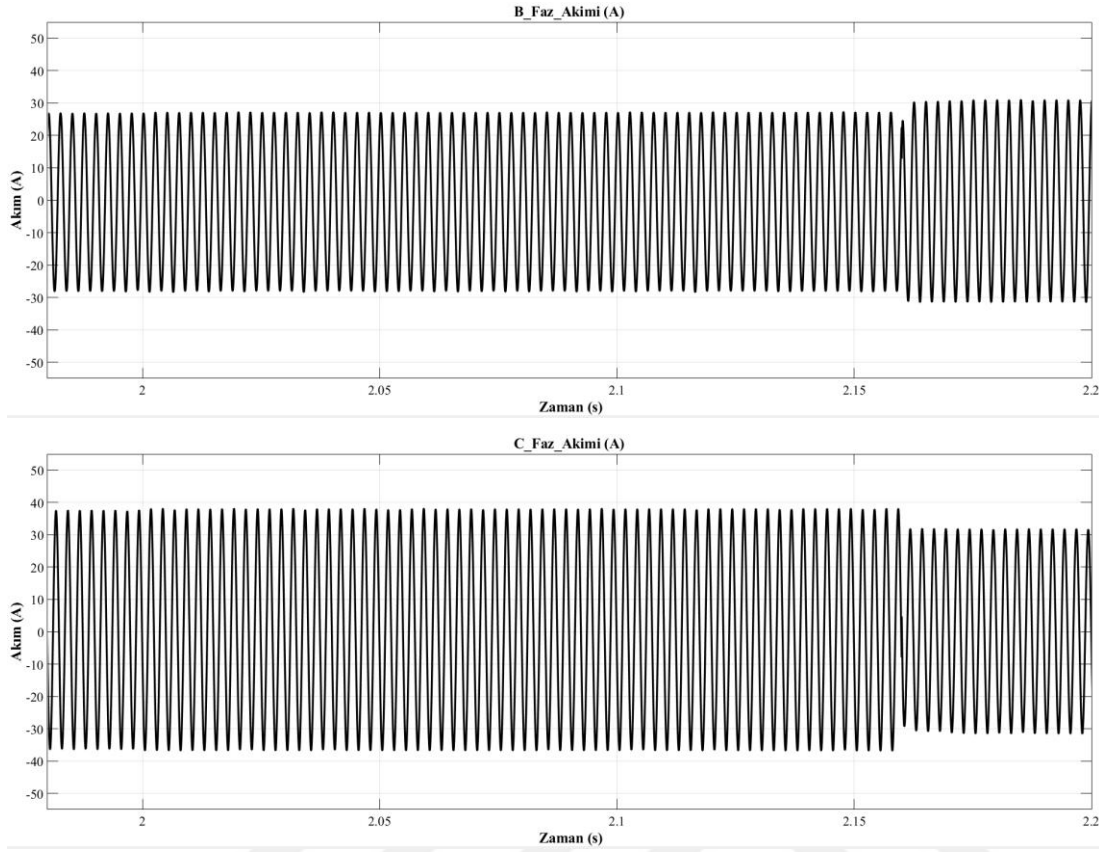
**Çizelge 5.2 : Uçuş fazlarına göre yük değişimleri [24].**

Yük Tipleri	Uçuş Fazları							
	G5		G6		G7		G9	
	Taksi		Kalkış ve Tırmanma		Seyir		Alçalma ve İniş	
	Yük değeri (VA)	Güç faktörü	Yük değeri (VA)	Güç faktörü	Yük değeri (VA)	Güç faktörü	Yük değeri (VA)	Güç faktörü
Yakıt Transfer Pompası	1150	0,6	1150	0,6	1150	0,6	1150	0,6
Radar	1900	0,94	4200	0,97	4200	0,97	4200	0,97
TDB ekipmanı	5891	0,95	5891	0,95	6621	0,97	5891	0,95
Silah sistemi	438	0,85	438	0,85	438	0,85	438	0,85
YGB Fan	2657	0,6	2657	0,6	2657	0,6	2657	0,6
ECS Sistemi	400	1	750	0,95	400	1	400	1
Isıtıcı-1	480	1	480	1	480	1	480	1
Motor pompası	4000	0,6	4000	0,6	4000	0,6	4000	0,6
Hidrolik Sistemi	5400	0,92	5400	0,92	5400	0,92	5400	0,92



a) Geçici hal



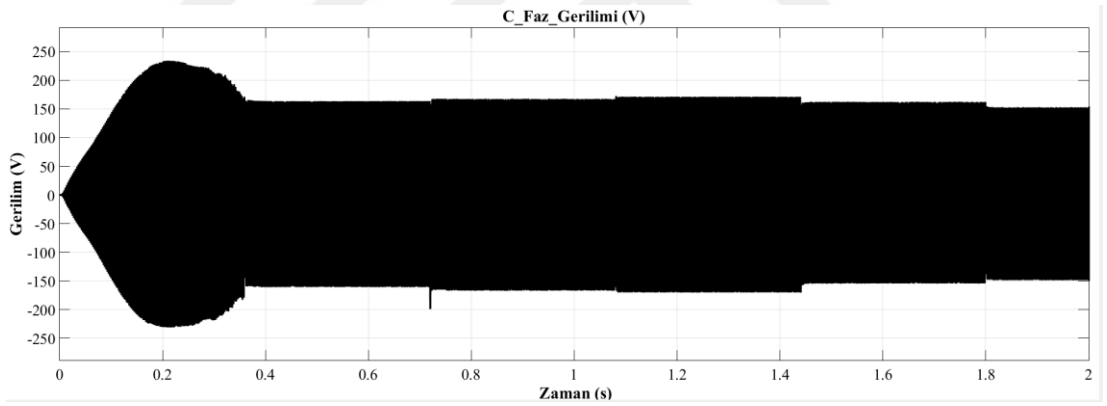
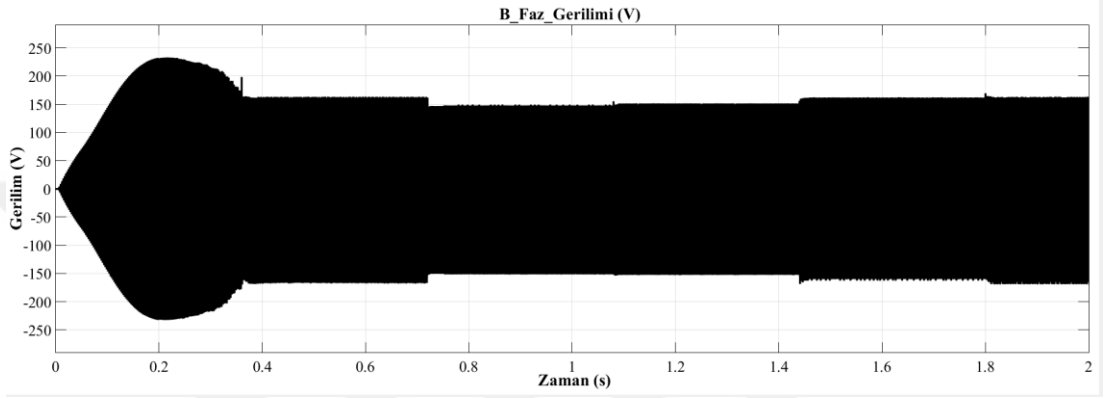
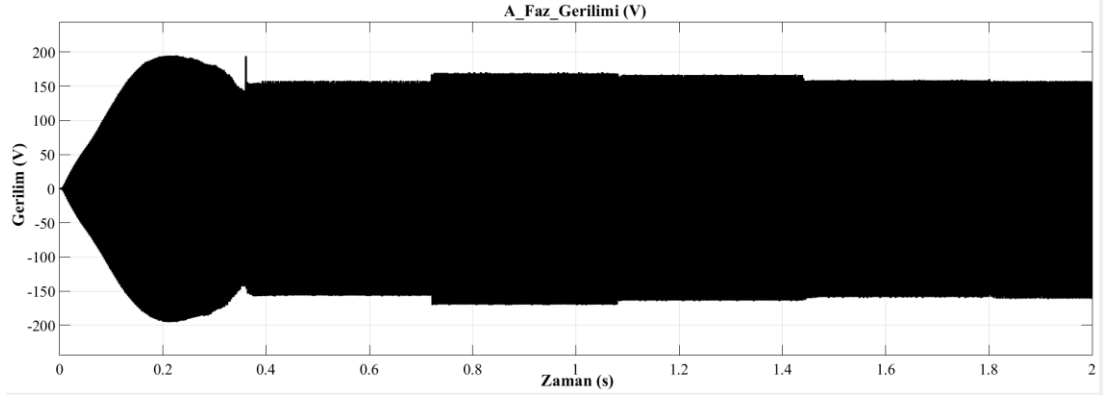


b) Yük dengeleme geçişleri

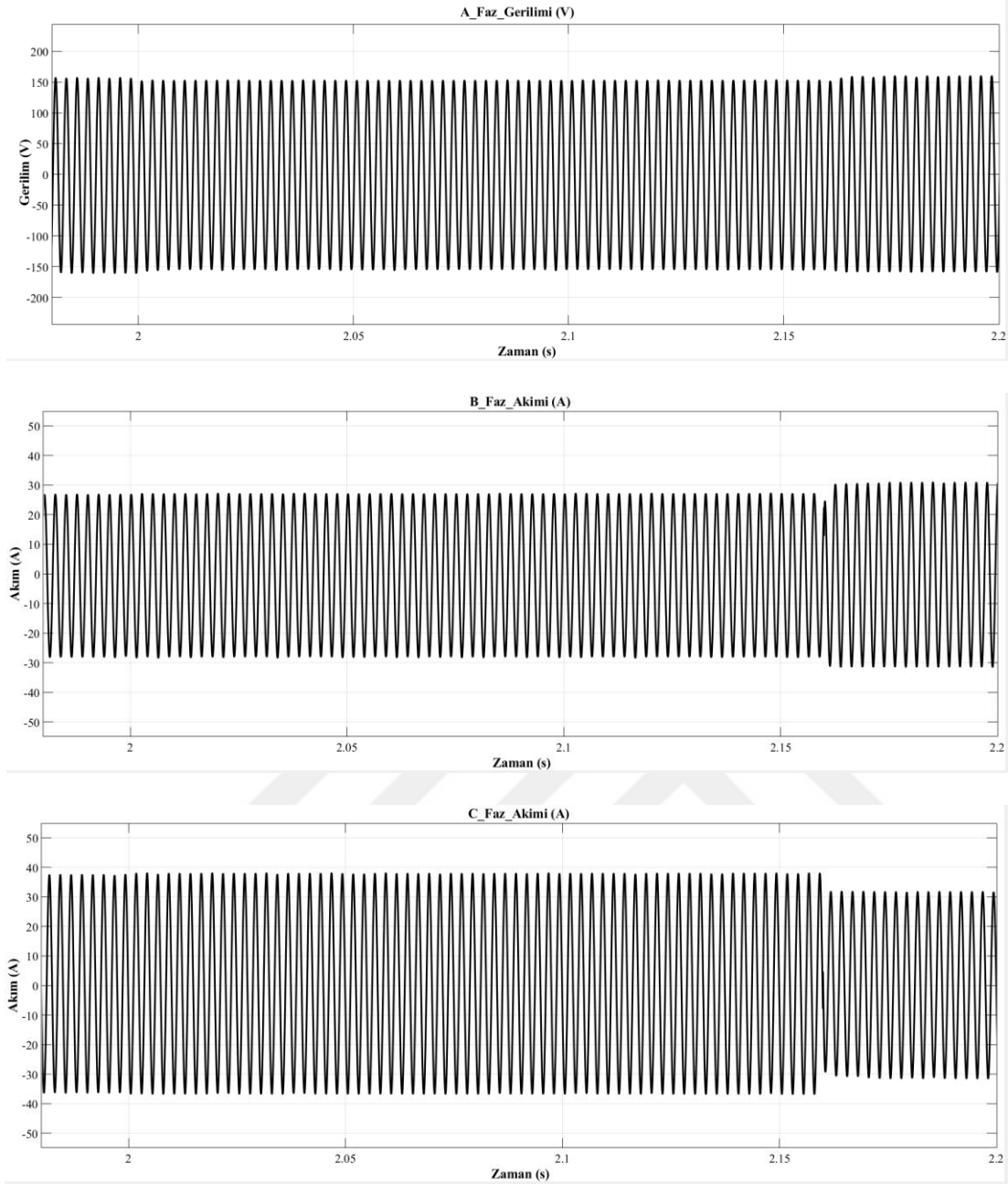
**Şekil 5.4** : Yük dengeleme esnasında faz akımları.

Uçak güç üretim dağıtım modelinde sistem devreye alındığında Şekil 5.4 ve Şekil 5.5 (a)'da meydana gelen geçici hal etkisinden dolayı simülasyondaki anahtarlama geçişlerinde 0.35 saniye kadar bir gecikme meydana getirilmiştir. Sistem bu süre sonunda kararlı hal davranışı sergilediğinde algoritma hesaplama yapmaya başlamıştır. Tüm simülasyon süresi boyunca geçici hal davranışlarının önüne geçmek adına bu gecikme simülasyon içerisinde gerçekleştirilmektedir.

Benzer şekilde sistem devreye alındığında meydana gelen geçici hal durumundan ötürü sistem gerilim değeri artmaya başlamış ve yaklaşık 0.35s civarında dengeli ve kararlı durumu geçiş yapmıştır. Şekil 5.4'de gerçekleştirilen yük dengeleme durumlarıyla başlayan anahtarlama Şekil 5.5'deki gibi gerilim değerlerinde de değişimler meydana getirilmiştir. Şekil 5.5 (b)'de akıma kıyasla gerilim değişimlerinin az olduğu görülmektedir. Her bir faz için aynı oranda dengeli gerilim değerinin ayarlanması durumu kullanılan kontrolcü türü ve değerleriyle mümkün olabilmektedir.



a) Geçici hal



b) Yük dengeleme geçişleri.

**Şekil 5.5** : Yük dengeleme esnasında faz gerilimleri

Başlangıç durumunda tüm yüklerin dağılımı rastgele olarak yapılmış ve sonrasında dengeleme işlemleri yük değişim durumuna göre karar algoritması tarafından belirlenmiştir. Şekil 5.4'de verildiği üzere kararlı hal geçişinde 2.16. saniyede yük anahtarlama geçişleri yapılmış ve bu geçiş sonucunda akımların başlangıç durumlarına göre araklarındaki farkın oldukça azaldığı gözlemlenmiştir. Belirtilen gecikme süresi sonrasında kontrol edilen akım değerleri örnek alınan sistemde uygulanmış ve her bir faz üzerinden yaklaşık olarak 20 amper geçirilmiştir. Başlangıç öncesinde 2 olarak

hesaplanan dengesizlik indeksi yük dengeleme işleminden sonra 0.0222 seviyesine düşerek sistem yaklaşık %98.9 oranında dengeli bir yapıya kavuşmuştur.





## 6. UÇAK GÜÇ ÜRETİM DAĞITIM SİSTEMİNDE ARIZA ETKİLERİNİN İNCELENMESİ

Tez çalışmasının bu bölümünde ilk olarak uçak güç üretim dağıtım sisteminde referans olarak kabul görmüş önemli standartlardan biri olan MIL-STD-704'ün en güncel yayını olan 704F versiyonuna göre tasarımın uygun olarak yapıldığının doğrulanması yapılacaktır. Aynı zamanda meydana gelebilecek kısa devre arızası yük tiplerine göre incelenecek ve sistemin tepkisi ve sonuçları grafiklerle verilecektir. İlerleyen kısımlarda da yüksek empedanslı ve rastgele değişim özelliğine sahip ark arızaları üzerinde durularak literatürde yer alan modeller içinde Emanuel ark modeli kullanılarak sistem üzerinde yüksek empedanslı ark tipi arızaların etkileri için de analizler gerçekleştirilmiştir.

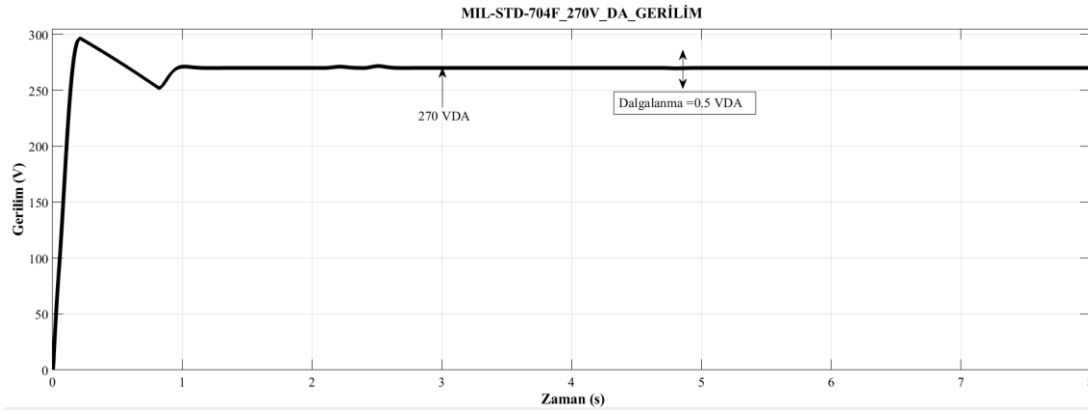
### 6.1 DA Bağlantı ve Çıkış Gerilim Analizleri

Bölüm 4'te detaylı olarak anlatılan ve Matlab programı üzerinden mimarisi oluşturulan uçak üretim ve dağıtım yapısında DA-bağlantı yapısıyla çıkış gerilim aralığı ve kalitesi belirli standartlar ölçüsünde olması gerekmektedir. Bu noktada en yaygın olarak MIL-STD-704 standardı kullanılmaktadır. Örnek olarak göz önüne alınan jet uçağının analizlerinde de referans alacağımız MIL-STD-704F standartına ait 270VDA gerilim için sınır değerler Çizelge 6.1'de verilmiştir.

**Çizelge 6.1** : DA normal çalışma karakteristikleri [27].

Kararlı hal karakteristikleri	Sınır değerler
Kararlı hal gerilimi	250 ile 280 V arası
Bozulma faktörü	0.015 maksimum
Dalgalanma genliği	6 V maksimum

Standarda göre oluşturulan simülasyon modelinde elde edilen DA bağlantı gerilimine ait gerilim grafiği Şekil 6.1'de verilmiştir.



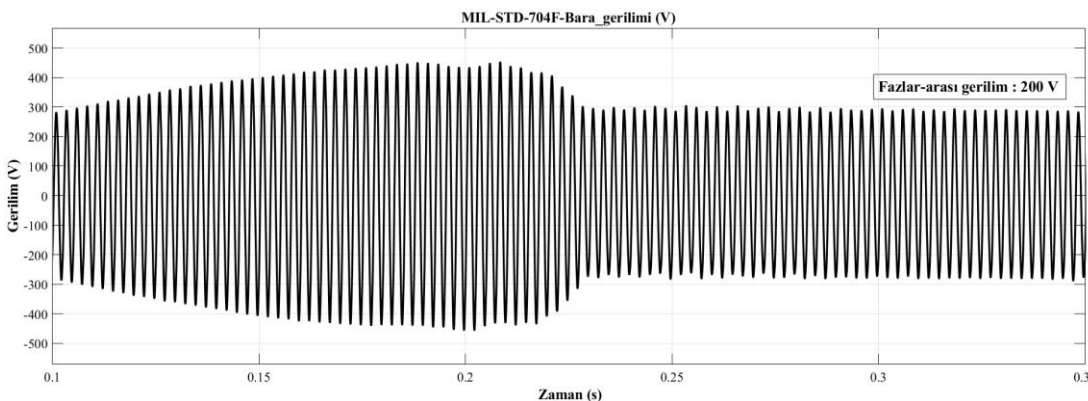
**Şekil 6.1** : 270 VDA bağlantı gerilim karakteristiği.

Modelden alınan DA gerilim karakteristiğine bakıldığında Çizelge 6.1’de verilen dalgalanma değeri ve kararlı hal gerilimi sınır şartlarını sağladığı görülmektedir. Bunun yanında AA sistemler için gerilim kalitesini belirlemede göz önüne alınana değerler Çizelge 6.2’de verilmiştir.

**Çizelge 6.2** : Değişken hız AA normal çalışma değerleri [27].

Kararlı hal karakteristikleri	Sınır değerler
Kararlı hal gerilimi	108 ile 118 V arası RMS
Toplam harmonik bozulma (THB)	0.05 maksimum
Kararlı hal frekansı	360 ile 800 Hz arası
Gerilim dengesizliği	3 V RMS maksimum

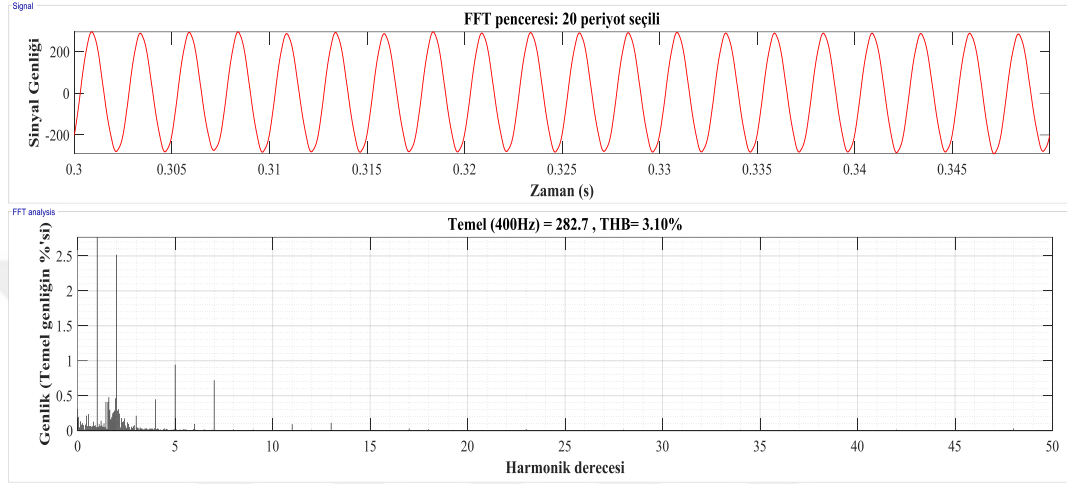
Yukarıdaki çizelge göz önüne alınarak simülasyon üzerinde elde edilen çıkış bara gerilimine ait dalga şekli Şekil 6.2’de verilmiştir.



**Şekil 6.2** : Bara çıkış gerilim grafiği.

Şekil 6.2’de verilen grafiğe göre geçici hal durumu meydana geldiğinde bara gerilimi kontrolcünün etkisiyle artış göstermektedir. Yaklaşık olarak 0.225. saniyede geçici hal

durumunun sona ermesiyle birlikte faz gerilimi fazlar arası olarak 200 V yani etkin eğer (RMS) 115 V olarak ölçülmektedir ve verilen bu değer de Çizelge 6.1’de verilen sınır değerleri arasında kalmaktadır. Ayrıca bu gerilim kalitesini değerlendirilebilmesi için, geçici hal sonrasında gerilimin dengelenmesi durumu incelenmelidir. Bu durumda hızlı Fourier dönüşümü (HFD)’den yararlanarak toplam harmonik bozulma değerinin sınırlarının kontrol edildiği kısım Şekil 6.3’de verilmiştir.



**Şekil 6.3 : Çıkış gerilimi harmonik analizi.**

Çıkış geriliminin 50. Harmonik değerine kadar ölçümleri yapılmış ve geçici hal durumundan sonra seçilen 20 periyot için harmonik değerinin %3.1 seviyelerinde olduğu ve standartta verilen %5 değerinin altında olduğu analizlerle desteklenmiştir. Bununla birlikte Çizelge 6.2’de verilen sınır değerleri arasında ve uygun olduğu analizle desteklenmektedir.

## **6.2 Yük Devrede iken Hat Kısa Devre Analizleri**

Uçak güç üretim dağıtım sisteminde bir diğer önemli konu meydana gelebilecek kısa devre durumlarıdır [28]. Herhangi bir şekilde kablonun yapısının zarar görerek kısa devre olması durumunda ve yük tipleri de göz önüne alınarak bu kısımda kısa devre analizler daha önce de olduğu gibi statik ve dinamik yük durumları için incelenecektir.

### **6.2.1 Statik yük devrede iken kısa devre analizi**

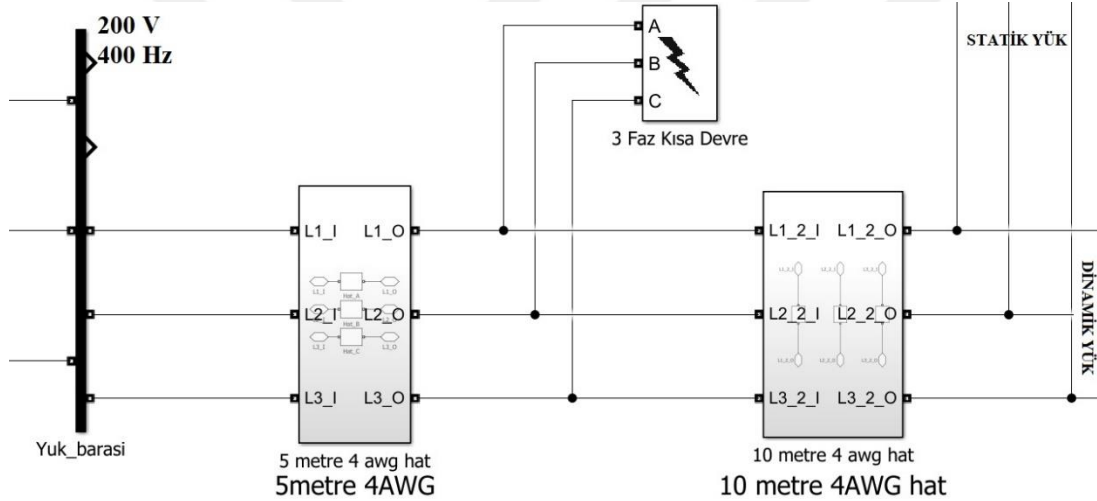
Bölüm 5’te statik yük için tanımlanan yapının aynısı burada da kullanılacak ve kısa devre olması durumu için koşullar ve hat tanımlamaları yapılacaktır. Çekilecek akım

değerleri göz önüne alındığında 4 AWG kablo kullanılacaktır. Bu kalınlıktaki kablo için metre bazlı olarak çevrilmiş hattın R ve L parametreleri Çizelge 6.3'te verilmiştir.

**Çizelge 6.3** : 4 AWG kablo değerleri [29].

Kablo parametresi	Değeri (1/m)
Direnç (R)	0,002
Endüktans (L)	1,61E-06

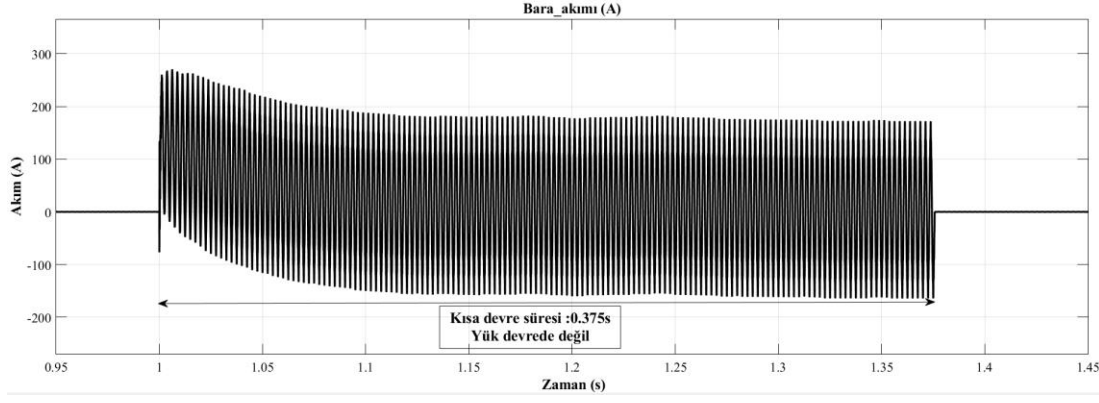
Yukarıda verilen kablo değerleri kullanılarak uçak içerisinde olması düşünülen toplamda 15 metre uzunluğunda olan ve 5 metre sonrasında olabilecek bir kısa devreyi gösterebilmek adına oluşturulan 5 ve 10 metrelik kablo modelleri ile kısa devre modülü Matlab programı üzerinde oluşturulmuştur. Bu modellemeye ait blok diyagramı Şekil 6.4'te verilmiştir.



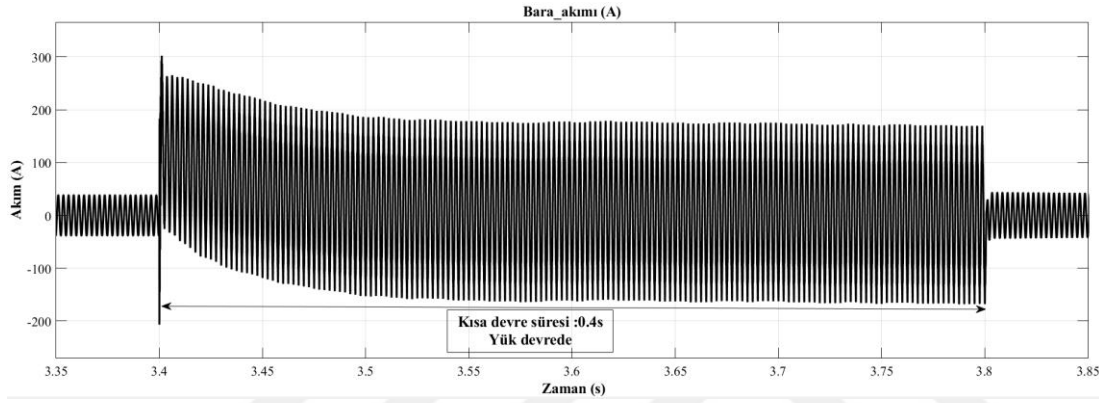
**Şekil 6.4** : Yük kablosunun modellemesi.

Yukarıda verilen modelin devamında modellenen statik yük anahtarı ve yük grubuna ait yapı Şekil 6.5'te verilmiştir.





a) Yük devrede değilken



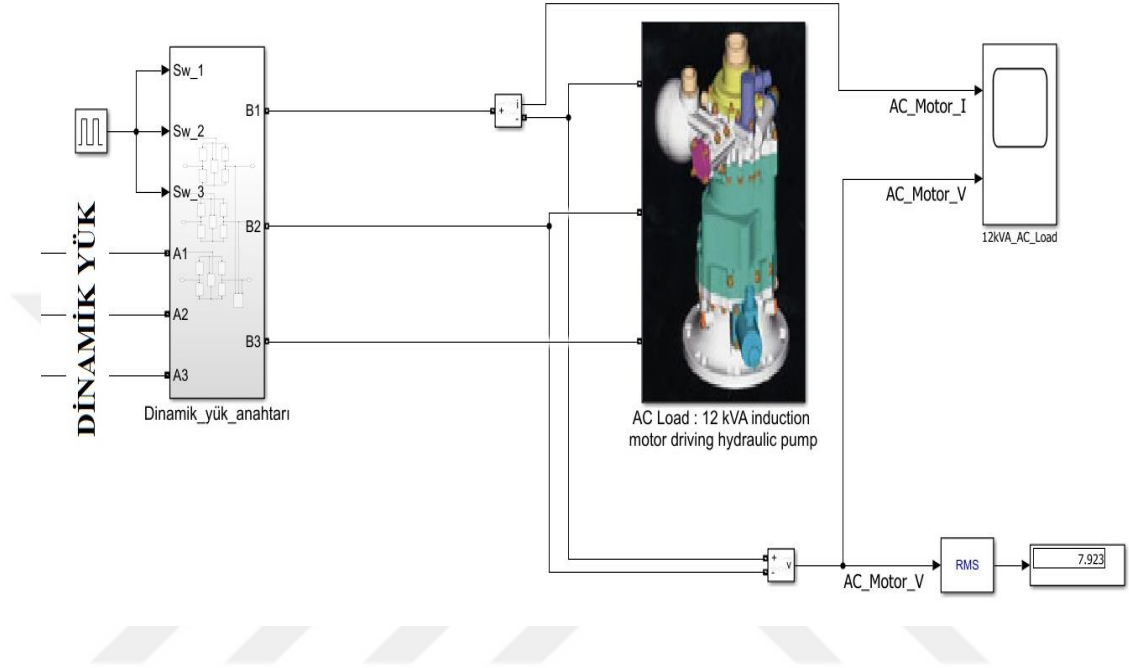
b) Yük devredeyken

**Şekil 6.7** : Statik yük kısa devre akım grafikleri.

Yukarıda verilen grafikte simülasyon zamanının 1.saniyesinde 3 fazlı kısa devre meydana gelmektedir ve anlık olarak akım nominal akımın 400 katına çıkmaktadır ve yaklaşık olarak 0.375 saniye boyunca azalıp dengelenerek devam etmektedir ardından kısa devrenin ortadan kalkmasıyla sönümlenmektedir. Sonrasında 3.saniye statik yük devreye girmektedir ve 3.4'üncü saniyede tekrar 3 fazlı bir kısa devre oluşmaktadır ve bu sefer yük akımının anlık olarak 11 katına yakın bir kısa devre akımı sistemden çekilmeye çalışılmaktadır.3.8'inci saniyede kısa devre arızası temizlenmekte ve hemen yük toparlanarak sistemi beslemeye devam etmektedir.5'inci saniyede yükün devreden çıkmasıyla birlikte gerilim artış göstermekte bu gerilim dengelenmesi PI ile kısa bir süre içerisinde çözülmektedir. Kısa devre temizlenmesi neticesinde gerilim yükselmeleri görünmektedir bu yükselmeler PI kontrolcü vasıtasıyla ayarlanarak söndürülmektedir. Ayrıca bu süre zarfında yük dengelendikten sonra gerilim Fazlar arası 199.97 V değerinde ve THB değeri ise %2,21 bulunarak %5'in altında kalmaktadır. Aynı zamanda değerler yine standarda uygun olarak korunmaktadır.

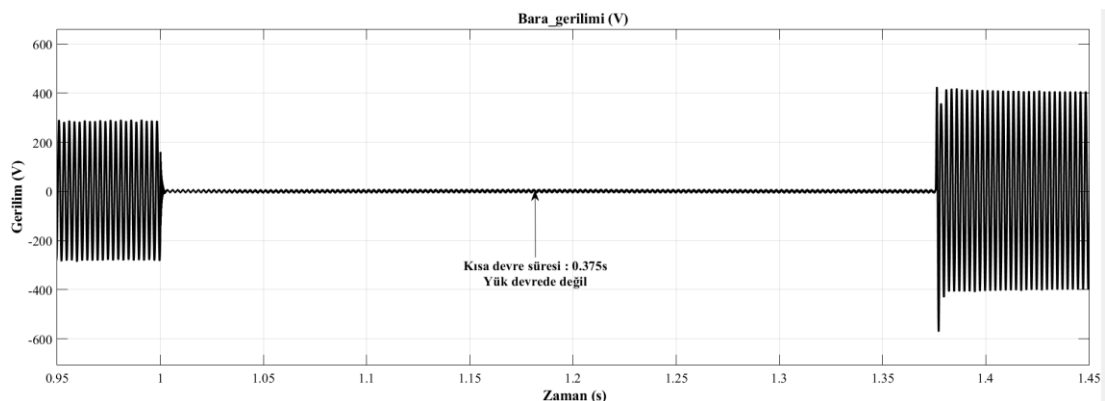
## 6.2.2 Dinamik yük devrede iken kısa devre analizi

Benzer olarak Şekil 6.4'te verilen yapı kullanılarak yük bağlantıları, dinamik yük olarak tanımlanan bir motor yükü üzerinden ilerletilecektir. Motor yükü ve anahtarlama kısmının yapısı Şekil 6.8'de verilmiştir.

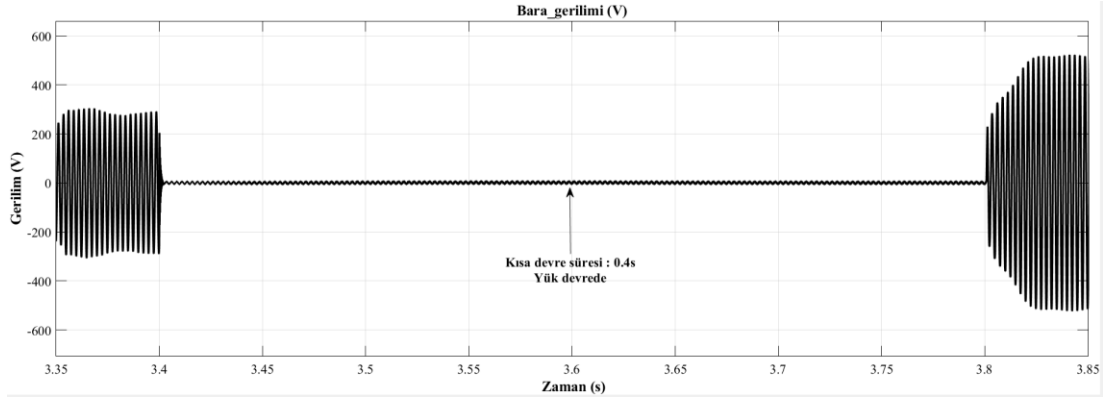


Şekil 6.8 : Dinamik yük ve yük anahtarı.

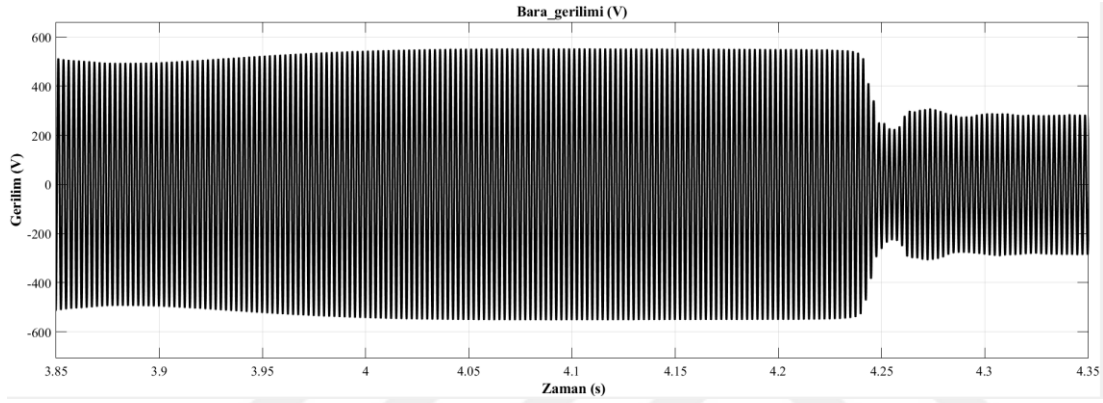
Burada Şekil 6.4'te verilen yapı dinamik yük için kullanılmış ve 1.-1.378.ile 3.4-3.8 saniyeleri arasında 3 faz kısa devresi meydana getirilmiştir. Bu kısa devreler ve yük anahtarlama göz önüne alınarak elde edilen sisteme ait gerilim ve akım grafikleri sırasıyla Şekil 6.9 ve Şekil 6.10 üzerinde verilmiştir.



a) Yük devrede değilken

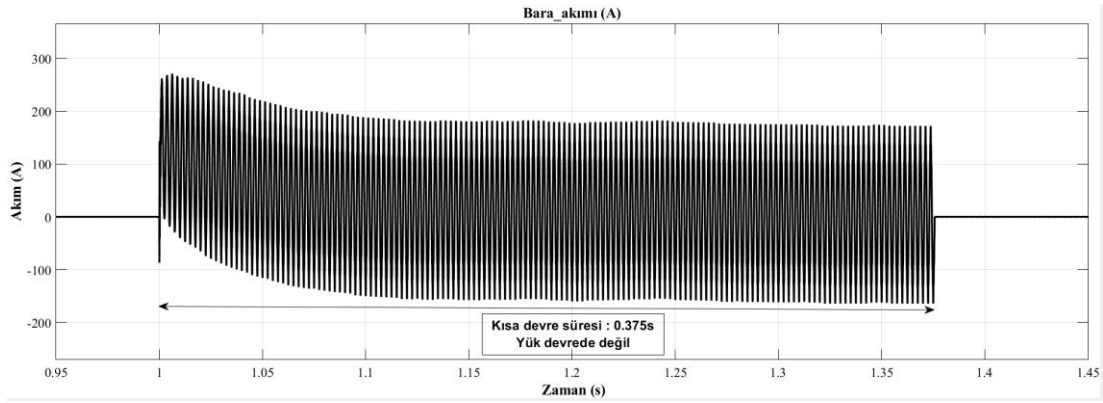


b) Yük devredeyken

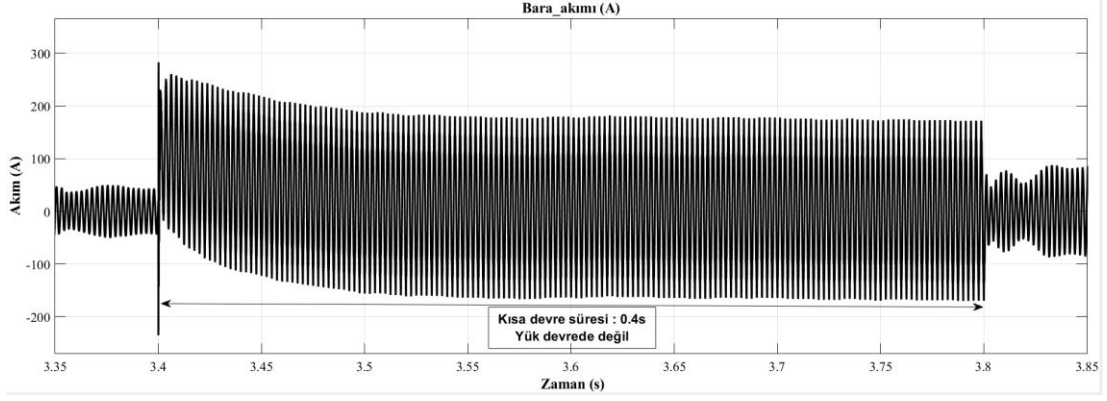


c) Yük devrede ve arıza temizlendikten sonra

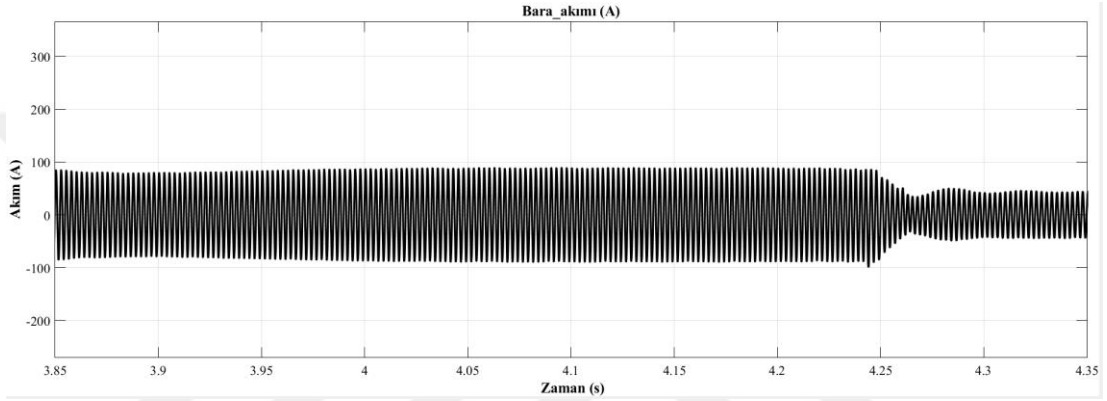
Şekil 6.9 : Dinamik yük kısa devre gerilim grafikleri.



a) Yük devrede değilken



b) Yük devredeyken



c) Yük devrede ve arıza temizlendikten sonra

**Şekil 6.10** : Dinamik yük kısa devre akım grafikleri.

Yukarıda verilen dinamik yük profilinin öncesinde yük yokken 1. Saniyeden başlayarak 1.375. saniyeye dek süren 3 fazlı kısa devre meydana getirilmiştir. Bu sırada gerilim değeri sıfır olurken akım yaklaşık olarak nominal akımın 250 katına kadar ulaşmaktadır. Ardından 3. Saniyede dinamik yükün devreye girmesiyle birlikte yük akımı anlık olarak motor kalkış davranışından ötürü artmakta ve gerilimi düşmektedir. Daha sonra PI kontrolcü vasıtasıyla gerilim toplanmaktadır. Simülasyonun 3.4 ila 3.8. saniyeleri arasında tekrar bir kısa devre meydana getirilmiştir. Tekrar nominal akımın değerinin 250 katına çıkabilmektedir. Hattaki kısa devre arızası temizlendikten sonra gerilim anlık artış göstermekte ve çok kısa süre içerisinde nominal seviyelere ulaşmaktadır. Beşinci saniyede yükün devreden çıkmasıyla birlikte gerilim çok küçük bir artış göstermektedir. Grafiklerden yine görüleceği üzere, kısa devre temizlenmesi neticesinde gerilim yükselmeleri görülmektedir bu yükselmeler PI kontrolcü vasıtasıyla ayarlanarak söndürülmektedir. Ayrıca bu süre zarfında yük dengelendikten sonra gerilim fazlar arası 199 V değerinde

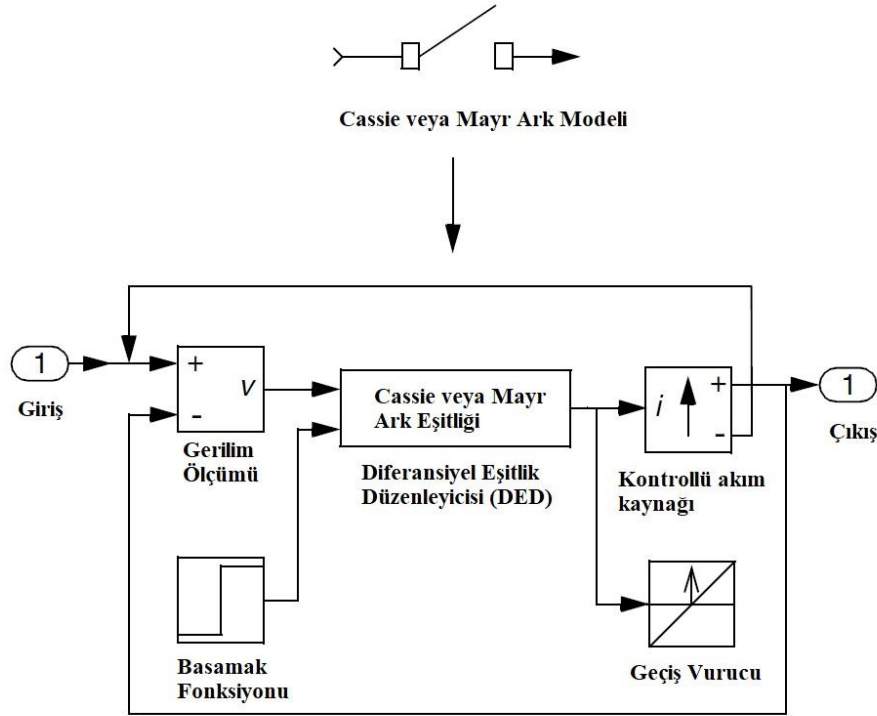
ve THB değeri ise %2,65 bulunarak %5'in altında kalmaktadır. Aynı zamanda değerler yine standarda uygun olarak korunmaktadır.

### **6.3 Ark Tipi Kısa Devre ve Analizleri**

Uçak elektrik dağıtım sisteminde incelemeleri yapılan diğer bir konu da yüksek meydana gelme olasılıklarından ötürü ark tipi arızalardır. Burada ark tipini tanımlamak açısından literatüre bakıldığında birçok Ark modelinin kullanıldığı ve değerlendirmeye alındığı görülmektedir. Bu bölüm altında Ark modelleri kısaca tanıtılacak ve geniş bir kullanıma sahip olan Emanuel ark modeli uçak sistemleri için incelenecektir.

#### **6.3.1 Cassie ve Mayr ark modeli**

Temel işlevlerden biri olan anahtarlama olayında devre kesicinin görevlerinden biri de belirli bir voltaj seviyesinde iletken durumdan yalıtkan duruma geçiştir. Yalıtkan duruma geçiş esnasında akım kesintisinden önce arıza akımı kesici kontakları arasındaki ark kanalında geçiş yapmaktadır. Ark kanalının direncinin sıfır olmamasından ötürü devre kesicinin kontaklarında bir ark voltajı meydana gelmektedir. Ark sistemde doğrusal olmayan bir direnç gibi davranmaktadır. Böylelikle hem ark gerilimi hem de ark değeri sıfır akımı aynı anda geçer. Kara kutu olarak tanımlanan ark modelleri, arkın elektriksel olan özelliklerinin matematiksel olarak tanımlanmasıdır [30]. Bu tür modeller karmaşık simülasyon yerine daha hızlı ve basit bir biçimde devre kesicinin elektriksel özelliklerini tanımlamaktadır. Burada yapılacak ölçümler ark için doğrusal olmayan diferansiyel denklemlerin parametrelerini tanımlamak için kullanılmaktadır. Genellikle bu tür yapılarda ark modelleri, gerilim kontrollü akım kaynakları olarak modellenmektedir. Bu yaklaşıma ait genel olarak ark modelinin yapısı Şekil 6.11'de verilmiştir.



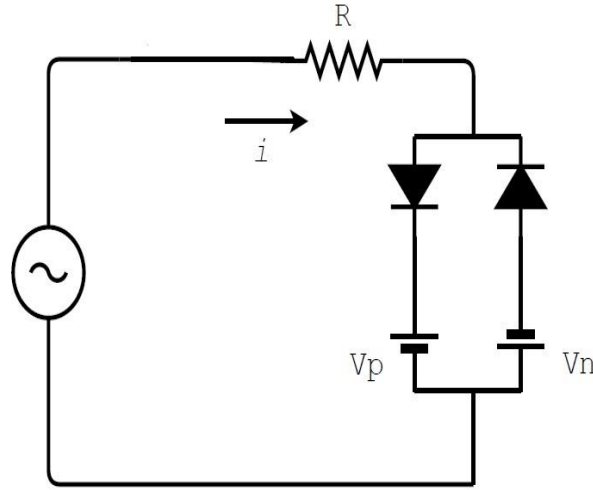
**Şekil 6.11** : Cassie veya Mayr ark modelinin uygulanması [30].

Şekil 6.11’de kesiciler için verilen ark modelinde Cassie veya Mayr ark modellerinin yapılarının aynı olduğu görünmektedir tek farkları modellendikleri diferansiyel eşitlik düzenleyicisinin içerisindeki matematiksel ifadelerdir. Sıfır geçişlerin daha rahat bir biçimde yakalanabilmesi için geçiş vurucusu bloğu kullanılmıştır. Sıfır geçiş süreçleri önemli bir parametredir ve doğru bir biçimde hesaplanması gerekmektedir. Böylelikle kesicilerde meydana gelen arızalar ile ilgili bilgi edinilebilmektedir.

### 6.3.2 Yüksek empedans arızası (YEA) ve Emanuel ark modeli

Geleneksel tipte olan normal bir kısa devre gibi arızaların toprağa akım akıtıp akıtmadığı durumları güç analiz cihazları ile takip edilebilmektedir. Cihaz takibi vasıtasıyla durumlar değerlendirmekte ve çözümler hızlıca bulunmaktadır. Fakat bu çalışmadaki arıza durum türü, geleneksel arıza tespit yöntemlerine göre görünmesi zor ve akım yolunda yüksek empedans meydana getiren kaçak veya oldukça küçük bir boyutta akım akıtılmasından kaynaklanan durumdur [31]. Yüksek empedans arızaları (YEA) güç sistemi için ciddi bozulmalara sebebiyet verebilen bir olaydır. Bunun altında yatan sebep ise güç sistem koruma devrelerinin genellikle düşük akımları ölçemeyerek hatanın farkında olamamalarıdır. Bunun farkına varabilmek için yüksek

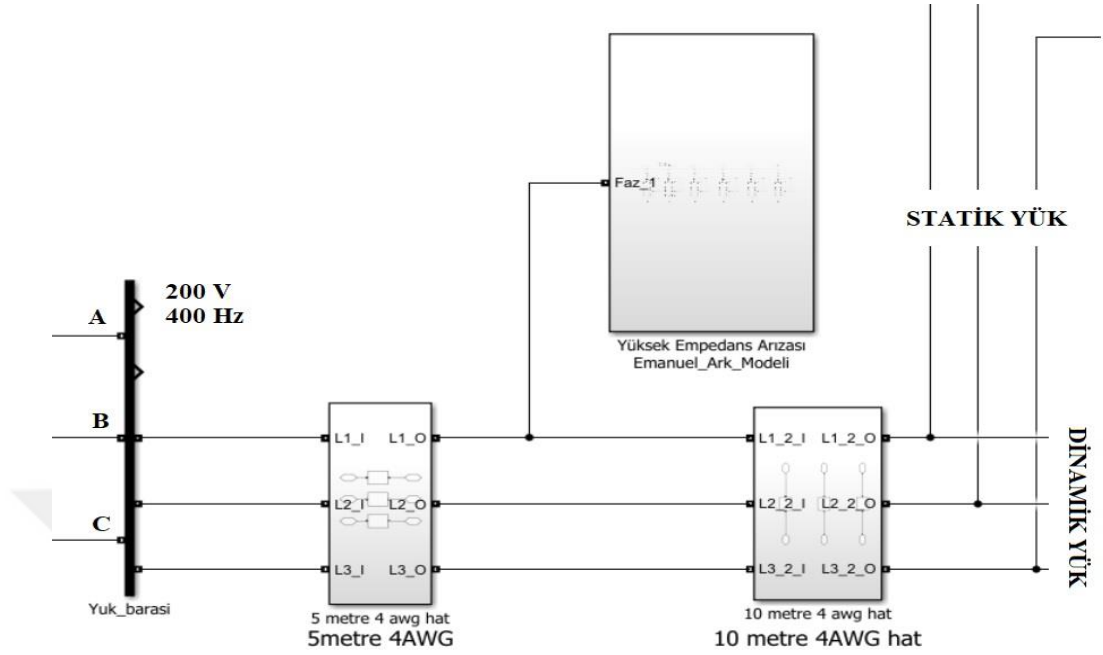
akım hatalarını algılayabilen modeller ve buna uygun olarak algoritmalar geliştirilmektedir. Bu kapsamda ilk ark modeli 1990 yılında ortaya çıkan Emanuel modelidir. Bu model basit yapısı ve yüksek empedans hatasının karakteristiğini göstermesinden ötürü laboratuvar testleri ve ölçümlerinde kullanılmıştır. Literatürde bulunan birçok model Emanuel modelinin türevleri olup özel amaçlarla kullanılır. Emanuel modeli ise yüksek empedanslı ark arızalarının tespiti için yeterli ve kullanışlıdır. Gerilim kaynakları ve diyotlardan oluşan bu model, pozitif ve negatif döngülerde akımda asimetrik yapıyı göstermek için modellenmiştir. Ayrıca da rastlantısallık durumu  $V_p$  ve  $V_n$  gerilim kaynaklarının rastgele olarak ayarlanmasıyla elde edilecektir. Yüksek empedans modelini uçak üzerinde tanımlamak için kullanılacak Emanuel ark modeli Şekil 6.12’de verilmiştir.



**Şekil 6.12 :** Emanuel ark model [3].

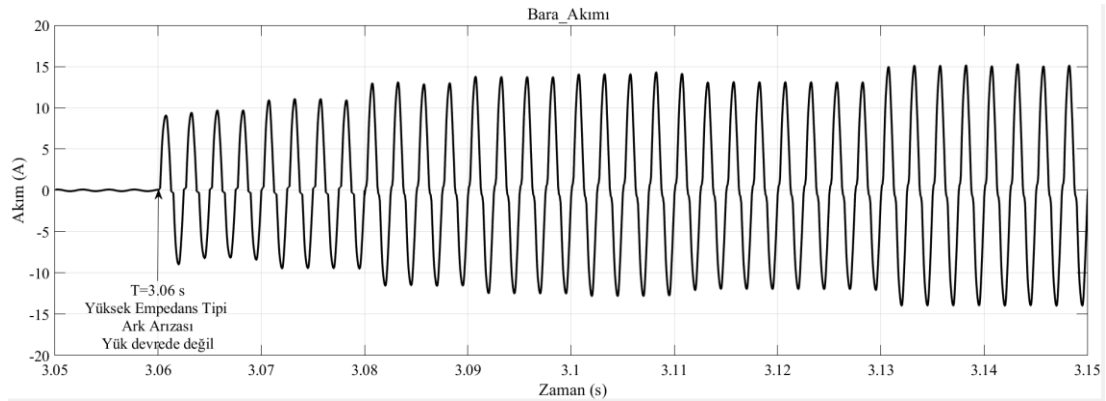
Şekil 6.12’de verilen ark modeli bir çift anti-paralel diyot ve DA gerilim kaynağı ve seri olarak bağlanacak seri arıza direnciyle temsil edilmiştir. Anti paralel dal, iletimin ancak yüksek empedanslı yüzeyin dielektrik yapısını kırarak kadar yüksek olduktan sonra başladığı, daha önce açıklanan arıza geriliminin de modellemede yardımcı olmuştur. Modellenmedeki ana parametreler ise arıza akım genliğine yardımcı olan arıza direnci ( $R$ ) ve DA gerilim kaynaklarının değerleridir. DA kaynaklar ( $V_p$  ve  $V_n$ ), farklı değerlere sahip olabilen YEA’ların asimetrik doğasını hesaba katmak için pozitif ve negatif yarım döngülerde farklı değerler alabilmektedir [32]. YEA olarak tanımlanan Emanuel modeli, rastgele değişim özelliğini içerecek şekilde uçak üretim

dağıtım sisteminde modellenmiş ve Şekil 6.4’de gösterilen kısa devre arızasının yerine sisteme yerleştirilmiştir [33]. Bu bağlantıya ait görsel Şekil 6.13’te verilmiştir.



**Şekil 6.13 :** Yüksek empedans arızası uygulaması.

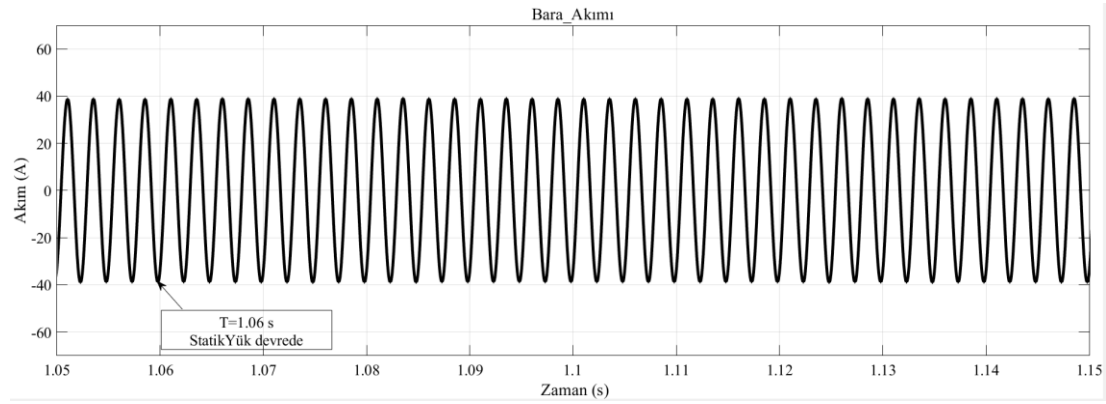
İlk olarak statik yük hata bağlı ve devrede değilken, simülasyonun 3. saniyesinden itibaren kademeli bir biçimde rastgele değişim özelliğine sahip yüksek empedans ark tipi arıza meydana getirilmiştir. Bu durumda elde edilen bara akım grafiği Şekil 6.14’te verilmiştir.



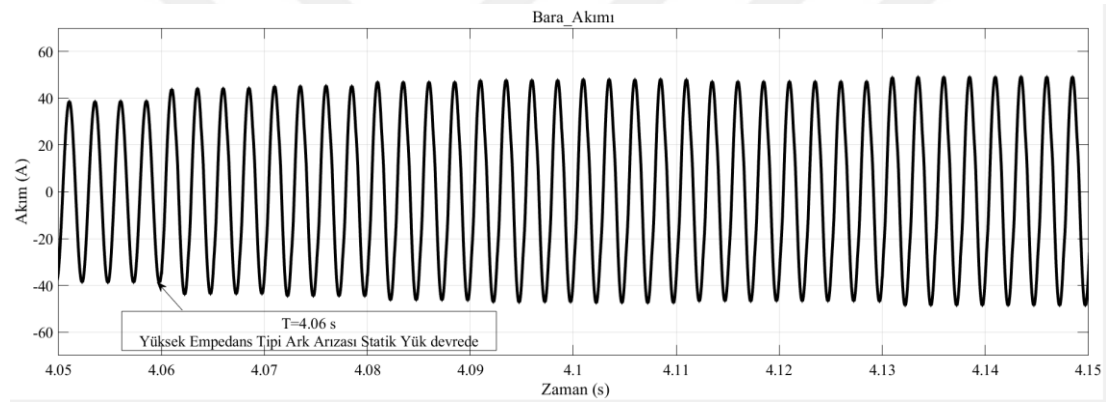
**Şekil 6.14 :** Yük devrede değilken meydana gelen ark arızasındaki bara akımı.

Yük devrede değilken ark arızası uçak üzerinde meydana geldiğinde grafikte görüldüğü üzere akımda ilk artıştan sonra simetrik olmayan bir akım şekli ortaya çıkmıştır. Bu asimetrik yapı kademeli olarak devreye alınan Emanuel ark modellerinden ötürü ortaya çıkmıştır.

Kademeli olarak devreye alınıp çıkarılan statik yük tipi 4.saniyeden sonra devrede iken ilgili ark tipi arıza meydana getirilmiştir. Bu arıza öncesinde ve arıza esnasında dağıtım barası üzerinden çekilen akım grafikleri Şekil 6.15'te verilmiştir.



a) Arıza devrede değilken



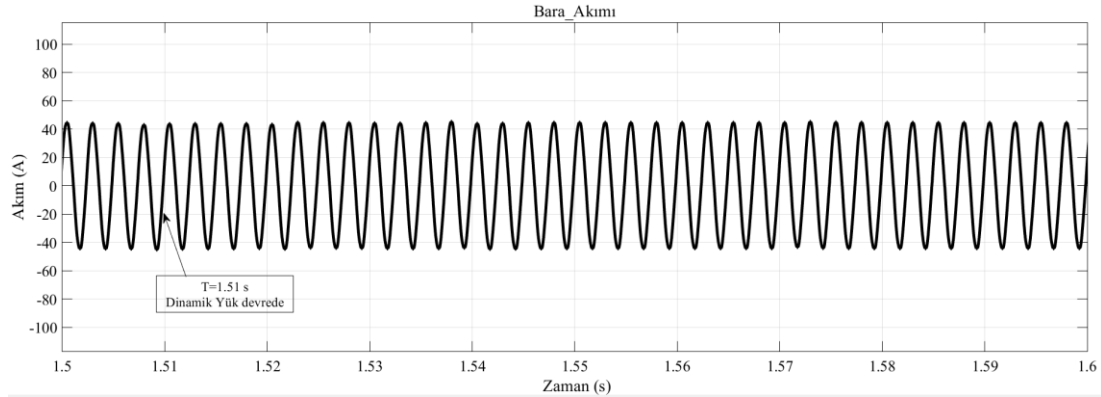
b) Arıza devredeyken

**Şekil 6.15** : Statik yük devredeyken meydana gelen bara akımları.

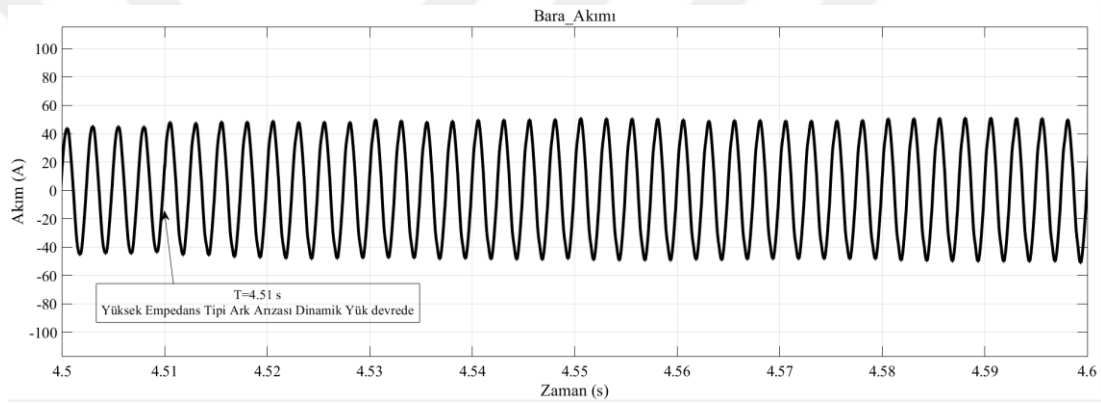
Yük devrede ve arıza devre dışıyken Şekil 6.15 (a)'de görüldüğü bara üzerinden çekilen akımın simetrik yapıda olduğu görülmektedir. Şekil 6.15 (b)'de verilen ark arızası uçak üzerinde meydana geldiğinde grafikte görüldüğü üzere akımda gözle tespit edilemeyen bir artış meydana gelmiştir. Yüksüz durumdaki arıza durumuna göre daha simetrik olan bir akım şekli ortaya çıkmıştır. Bu simetrik gibi görünen yapıda yük tarafından çekilen akımın değeri önemlidir. Grafik üzerinde belirli olmayan bu yapının tespiti daha zor olabilmektedir.

Aynı sistem için farklı bir yük tipi olan dinamik yük 4.saniyeden sonra devrede olacak şekilde parametreler ayarlanmış ve bu esnada ilgili ark tipi arıza meydana getirilmiştir.

Bu arıza öncesinde ve arıza esnasında dağıtım barası üzerinden çekilen akım grafikleri Şekil 6.16'da verilmiştir.



a) Arıza devrede değilken



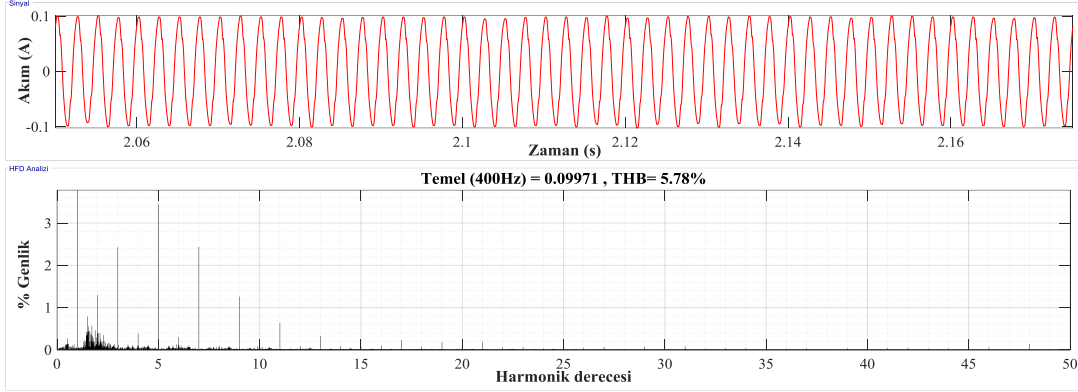
b) Arıza devredeyken

**Şekil 6.16** : Dinamik yük devredeyken meydana gelen bara akımları.

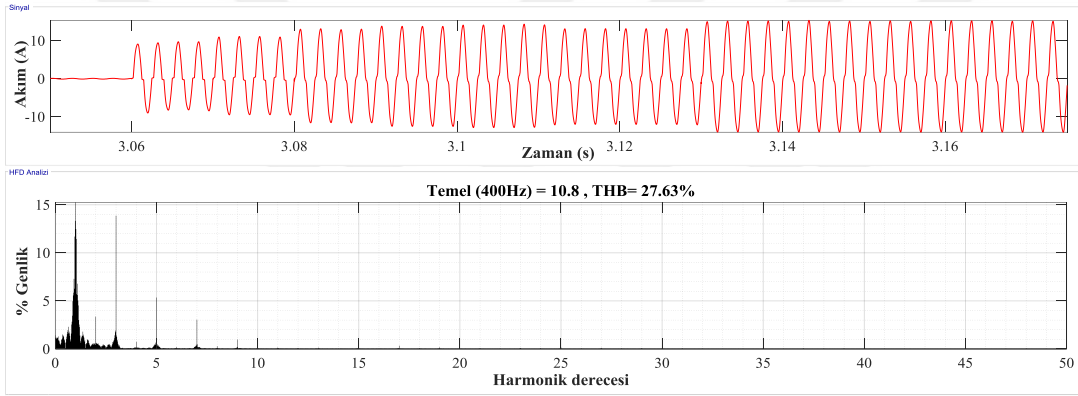
Yük devrede ve arıza devre dışıyken Şekil 6.16 (a)'da görüldüğü bara üzerinden çekilen akımın benzer şekilde simetrik yapıda olduğu görülmektedir. Şekil 6.16 (b)'de verilen ark arızası uçak üzerinde meydana geldiğinde grafikte görüldüğü üzere akımda nerdeyse tespit edilemeyecek miktarda bir artış meydana gelmiştir. Yüksüz durumdaki arıza durumuna göre daha simetrik olan bir akım şekli ortaya çıkmıştır. Bu simetrik gibi görünen yapıda yük tarafından çekilen akımın değeri önemlidir. Çekilen bu akım artış değerinden ziyade sisteme olan etkilerini görebilmek adına sinyal analizlerinin gerçekleştirilmesi önem arz etmektedir.

Özellikle yükler devredeyken arıza anında akımdaki artış değeri oldukça küçük olduğu için tespitinin yapılabilmesi bir hayli zor bir konudur. Burada bu arızanın meydana gelme durumunun tespitini yapabilmek adına THB analizi kullanılacaktır. Sistemde yük devrede değilken, zaman aralığı penceresinde 50 periyot seçilerek, temel frekans

olan 400 Hz için 50. dereceden harmoniklere kadar olan arıza öncesi ve arıza anındaki durumu içeren analizler Şekil 6.17’de verilmiştir.



a) Arıza devrede değilken



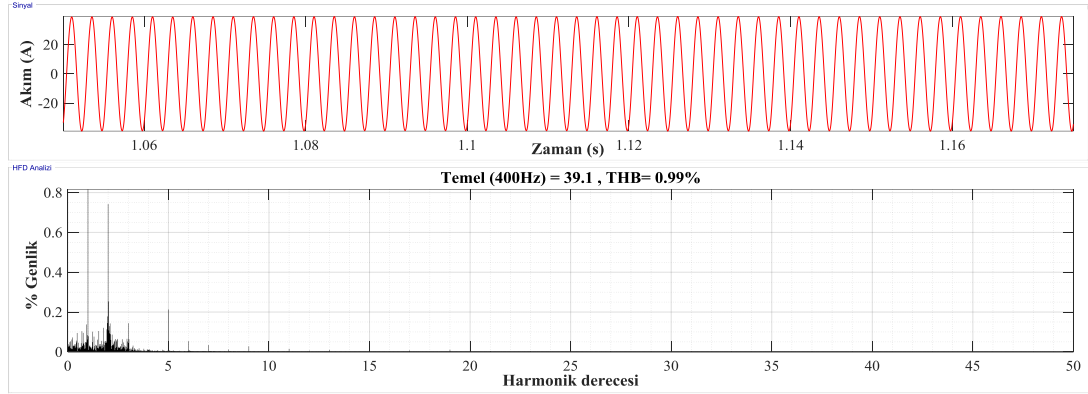
b) Arıza devredeyken

Şekil 6.17 : Yüksüz durumdaki bara akımlarının THB grafiği.

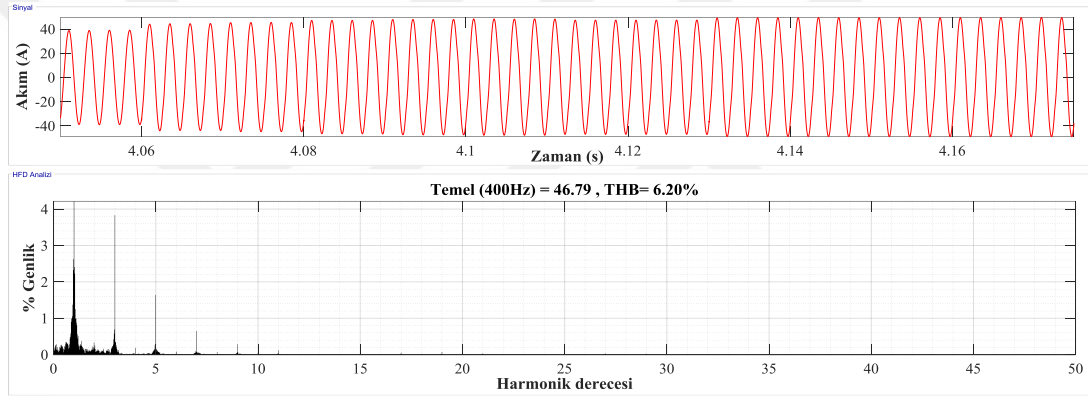
Şekil 6.17’deki arıza durumlarına göre verilen grafiklere bakıldığında, Şekil 6.17 (a) grafiğinde arıza olmadığı andaki harmonik değerinin standartta verilen değere oldukça yakın olduğu gözlemlenmektedir. Ark tipi arıza meydana getirildiği durumda ise ölçülen harmonik değerinde yaklaşık 5.5 katlık bir artış olduğunu yapılan hesaplamalar sonucunda verilmektedir. Bu artış değeri arızanın sisteme etkisini ortaya koymaktadır.

Yüksüz durumda hattın arıza durum bilgisi özellikle baradaki akım değişimiyle rahatlıkla gözlemlenebilmektedir. Fakat yük devrede iken böyle bir artışın gözlemlenme durumu kolay olmayacağından ötürü harmonik analizlerinin yapılması daha sağlıklı sonuçlar verebilmektedir. Sistemde sadece statik yük devrede iken, zaman aralığı penceresinde 50 periyot seçilerek, temel frekans olan 400 Hz için 50.

dereceden harmoniklere kadar olan arıza öncesi ve arıza anındaki durumu içeren analizler Şekil 6.18’de verilmiştir.



a) Arıza devrede değilken



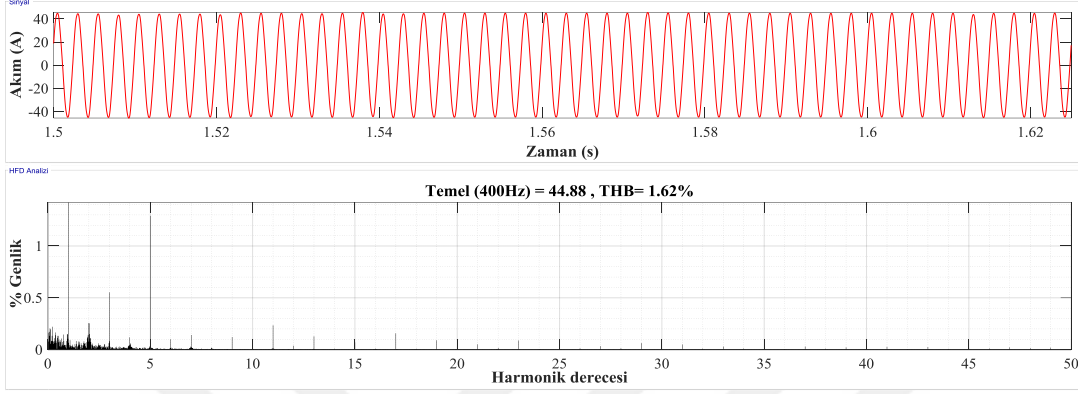
b) Arıza devredeyken

Şekil 6.18 : Statik yük varken bara akımının THB grafiği.

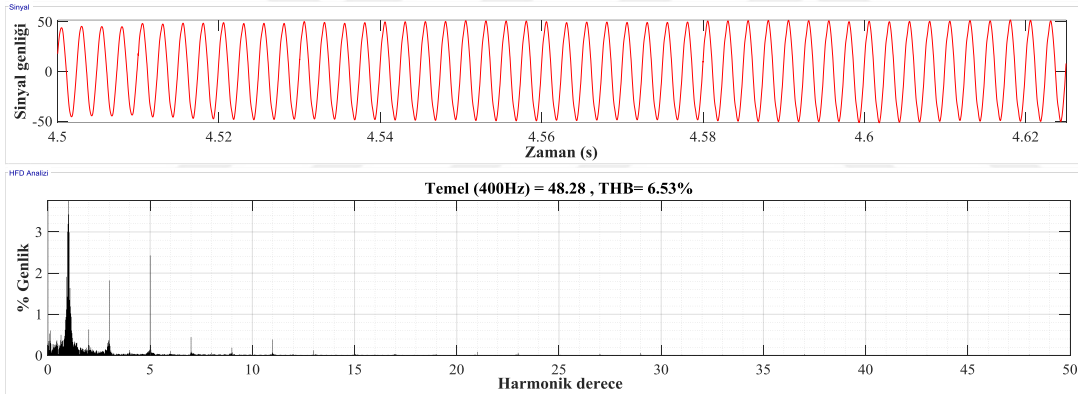
Sırasıyla Şekil 6.18’de verilen grafikler incelendiğinde, devrede herhangi bir yüksek empedans arızası meydana gelmeden önce yapılan Şekil 6.18 (a)’da verilen incelemede, irdelenen aralık boyunca harmonik değerini %1.00 değerini geçmediği ve standartlara uygun olduğu gözlemlenirken, Şekil 6.18 (b)’deki grafikte sistemde arıza varken harmonik değerinde yaklaşık 6 katlık bir artış meydana gelmektedir. Arıza durumunda da akımda %19 civarında bir artış meydana gelmiştir. Bu durumda arıza tespitinin yapılması oldukça zordur. Buradan hareketle böyle bir uçak sisteminde meydana gelebilecek bu tip bir ark arızasının tespiti için çok fazla sayıda veriye ihtiyaç duyulabilmekte ve bu veri tabanı kullanarak buradan bir çıkarım yapılabilmektedir.

Uçak üzerinde statik yüklerin yanında özellikle de dönme gücü elde etmek adına motor gibi dinamik yüklerin de rolü büyüktür. Bu tip yükler kalkış anında ataletini yenebilmek için sistemden fazla yük çekerek sistemde bir süreliğine geçici hal

durumunun oluşmasına sebep vermektedirler. Kararlı hal durumuna geçişten sonra sistem normal çalışmasına devam etmektedir. Sistemde sadece dinamik yük devrede iken, zaman aralığı penceresinde 50 periyot seçilerek, temel frekans olan 400 Hz için 50. dereceden harmoniklere kadar olan arıza öncesi ve arıza anındaki durumu içeren analizler Şekil 6.19 'de verilmiştir.



a) Arıza devrede değilken



b) Arıza devredeyken

Şekil 6.19 : Dinamik yük varken bara akımının THB grafiği.

Şekil 6.19'da verilen grafiklerde, dinamik yük tarafında geçici hal durumunun sona ermesinden sonraki durumlar incelenmiştir. Şekil 6.19 (a)'da verilen grafikte arızanın meydana gelmediği durum için yapılan harmonik analizinde değerin %1.62 olduğu ve bu değerin standartta verilen değer aralığında olduğu görülmektedir. Şekil 6.19 (b)'deki grafikte sistemde arıza varken harmonik değerinde diğer incelenen durumlara benzer şekilde 6 kata yakın sistem harmoniklerinde bir artış meydana gelmiştir ve verilen bu değer, standart değer aralığının dışında kalmaktadır. Harmonik analizler üzerinden bakıldığında ark arızasının akım üzerindeki etkisi rahatlıkla görülebilmektedir.

Bu üç farklı durum incelendiğinde özellikle yüksüz durumda akım üzerinde gözle görülür bir artış meydana geldiği görülmektedir. Diğer durumlarda ise sistem yükleri devredeyken arıza meydana geldiğinde akım üzerindeki artışı yaklaşık %20 civarında olmaktadır. Bu da klasik arıza algılama yöntemleri için tespit edilebilmesi zor olan bir durumdur. Bu durumda arıza tespitinin yapılması oldukça zordur. Bu durum tespiti için incelenen HFD metodu tercihe edilebilmektedir. Kullanılan bu yöntemde örneklem sayısının fazla olması tespit açısından daha avantajlı olacaktır. Buradan hareketle böyle bir uçak sisteminde meydana gelebilecek bu tip bir arızasının tespiti için çok fazla sayıda veriye ihtiyaç duyulabilmekte ve bu veri tabanı kullanarak buradan bir çıkarım yapılabilir. Uçak sistemleri için özellikle de kablo için meydana gelebilecek bu tip bir arıza zamanla tespit edilemezse bu durum zamanla malzeme bozulma ve yaşlanmasına bunun sonucunda da malzeme ömrünün beklenen süreden daha az olmasına sebebiyet verebilecektir.



## 7. SONUÇ VE ÖNERİLER

Bu tez çalışması kapsamında, tek generatörlü uçaklar için elektrik güç üretim ve dağıtım sisteminin tasarımı, örnek olarak incelenen eğitim jet uçağın üzerinden yapılmış ve analizler gerçekleştirilmiştir. İlgili eğitim jet uçağının uçak itki sisteminin temel parçası olan uçak motor parametreleri kullanılmış ve tercih edilen üretim yöntemleri hakkında bilgi verilmiştir. Motor itkisi sistemi belirlendikten sonra uçak üzerinde elektriksel güç üretmek için kullanılan üretim tiplerinden sabit ve değişken frekanslı üretim incelemesi yapılmıştır. Özellikle ağırlık, güvenilirlik ve yakıt tüketimi konuları göz önüne alınarak, aynı zamanda daha az bileşen içermesi ve dolayısıyla bakım sıklığının da az olması nedenleriyle birlikte değişken frekans tipindeki üretim yapısı tercih edilmiştir. Bu gelişmelerin ardından uçak üretim ve dağıtım sistemine ait genel üretim ve dağıtım bara yapıları incelenmiştir. Yüklerin önem derecesine göre gruplanan yükler ve üretilen enerjinin türüne göre dağıtım noktasına ulaştırılmak için kullanılacak dönüştürücü türleri kısaca açıklanmaya çalışılmıştır. Ardından uçak içerisinde bulunan yük tipleri örnekleriyle açıklanmalar desteklenmiştir.

Bir sonraki kısımda uçak üretim ve dağıtım sisteminde kullanılan gelişmiş teknolojilere ait yapılar anlatılmıştır. İlk olarak herhangi bir hata veya arıza durumunda uçak içerisindeki yapıları etkileyecek olan faz dengesizliği durumu incelenmiştir. Bu dengesizliği önlemek amacıyla yapılan çalışmada kullanılan algoritma ve sonuçları grafiklerle verilmiştir. Ardından gelişmiş uçak teknolojilerinde kullanılan ve günümüzde uygulama noktasında çalışmaları bulunan yük dengeleme algoritmaları incelenmiştir. Yaygın olarak kullanılan yük dengeleme algoritmaları incelenerek, uygulama alanları ve sonuçları tablo halinde verilmiştir. Ayrıca yarı iletken teknolojisinin ilerlemesiyle birlikte uçak güç dağıtım sisteminin en önemli parçalarından biri haline gelen güç anahtarlama yapıları ile avantaj ve dezavantajları anlatılmıştır. Bu güç anahtarlama birimlerine ait atma eğrileri ve dijital hatlar üzerinden sistemlerin programlama özelliklerinin değerlendirilmesi gerçekleştirilmiştir.

Bu gelişmelerin ardından örnek olarak ele alınacak uçak motoruna ait teknik özellikler çizelge halinde verilmiştir. Bahsedilen dağıtım barası yapısından sonra sistemin Matlab/Simulink 2018a versiyonu üzerinde modellenmesi gerçekleştirilmiştir. Tasarım için gerekli parametreler çizelgeler halinde verilmiş ve simülasyon çalışmasına değerlerin girdileri sağlanmıştır. Devamında modellenen dağıtım yapısında potansiyel olarak kullanılan statik ve dinamik yük tipleri örnek üzerinden ele alınmış ve bu yük tiplerinin dağıtım sistemi üzerinden anahtarlanmasıyla elde edilen gerilim ve akım değerlerine ait değişimler grafiklerle verilerek sonuçlar yorumlanmıştır.

Devamında üçüncü bölüm altında örnekleri verilen yük dengeleme ve yarı iletken anahtarlamasının, Matlab ortamında modellenmesi yapılan elektrik güç üretim dağıtım sistemindeki simülasyon çalışmasına entegre edilmesi sağlanmıştır. Yarı iletken güç anahtarlaması olarak seçilen mosfet yapısı ve anahtarlama düzeni açıklanmıştır. Ardından temel uçak yükü olarak kullanılan 9 farklı yük tipi tanımlanmış ve kullanılacak algoritma yapısı akış diyagramıyla verilmiştir. Seçilen 9 farklı yük grubu için uçuş fazlarına göre tanımlamalar çizelge halinde verilmiştir. Yük dengeleme öncesinde ve sonrasında dengeleme indeksine ait karşılaştırılma yapılmış sonuçlar grafiklerle verilerek yorumlanmıştır.

Uçak elektrik güç üretim dağıtım sisteminde oluşacak arıza etkilerinin incelemesi yapılmadan önce, üretim dağıtım sistemine ait havacılıkta en önemli standartlardan biri olan MIL-STD-704 standartının F revizyonuna göre gerilim sınırları ve harmonik analizleri gerçekleştirilmiş ve tasarımı yapılan sistemin belirtilen aralıklarda olduğu grafiklerle desteklenmiştir. Ardından yük tipine bağlı olarak sistemde 3 fazlı kısa devre arızaları meydana getirilmiş ve etkileri gerilim ve akım grafikleri yardımıyla ortaya konulmuştur. Ayrıca uçak ortamında meydana gelebilecek yüksek empedans ve rastgele değişim özelliği içerebilen ark arızasını modellemek için temel olarak kullanılan Emanuel ark model yapısı oluşturulmuştur. Bu arıza durumu için, yük tiplerine bağlı olarak simülasyon ve analiz çalışmaları bara akım değer grafikleri ve harmonik analizler için HFD metodu kullanılarak gerçekleştirilmiştir.

Genel olarak bakıldığında, elektrik üretim ve dağıtım modeli oluşturulurken temel olarak PI kontrol tercih edilmiş ve değerler sezgisel olarak verilmiştir. Modelin geliştirilmesi için diğer yöntemler incelendiğinde daha kararlı bir kontrol yöntemi tercih edilebilir. Ayrıca sistem çalışmaları simülasyonda test edilirken temel olarak bir

uçuşu icra edebilmek adına kullanım potansiyeline göre 9 farklı yük tipi tercih edilmiştir. Bunun yanında bir hava aracının içerisinde bu sayıdan daha fazla yük grubu bulunabilmektedir. Yapılan simülasyon çalışmalarında yük grubunun küçük bir kısmı göz önüne alındığı için, karar yapısında karmaşıklık içermeyen bir algoritma kullanılmıştır. İhtiyaca bağlı olarak artabilecek yük sayısı ile birlikte karar verme yapılarında yük sayısından bağımsız olarak dengeleme yapabilecek uygun optimizasyon algoritmaları tercih edilebilir.

Son kısımda ise uçak içerisinde meydana gelebilecek 3 fazlı arıza durumları oluşturup sisteme etkileri grafiklerle gösterilmiştir. Ayrıca kesiciler için yaygın olarak tercih edilen model olan Cassie ve Mayr ark modelinin yapısı anlatılmıştır. Karasal sistemlerde kullanılan ve uçak platformu için kullanılması düşünülen yüksek empedanslı ve rastgele değişim özelliği içeren ark modellerinden biri olan Emanuel ark modeli Matlab üzerinde modellenmiş ve simülasyon sonuçları grafikler yardımıyla verilmiştir. Bu sonuçlara göre hat üzerinde yüksek empedanslı bir hata meydana geldiğinde akımda oluşacak yüzdesel artış oldukça düşük olduğu için arıza tespitinin yapılması teknik açıdan zor olabilmektedir. Ayrıca bu tür arızaların tespit edilebilmesi için çok sayıda örneklem alınmış veri setine ihtiyaç vardır. Bu tür arızaların tespiti noktasında genellikle HFD analizi tercih edilmektedir. Bu analiz yanında Haar, Debuchy gibi modelleri kullanan dalgacık yöntemiyle de ark arızasının tespiti mümkün olabilmektedir. Geleceğe yönelik çalışmalarda bu analizlerin daha kararlı sonuçlar verebilmesi amacıyla yapay zeka ve makine öğrenmesi konuları üzerinde araştırma yapılarak çalışmaların geliştirilmesi faydalı olabilecektir. Böylelikle daha doğru sonuçları veren bir analiz yöntemi geliştirilebilecek ve uçakta meydana gelebilecek yüksek empedanslı ark arızasının analizleri ve tespiti etkili ve hızlı bir şekilde gerçekleştirilebilecektir.



## KAYNAKLAR

- [1] **Url-1** <<https://tr.airlinestravel.ro/numarul-pasagerilor-transportati-in-2020-la-nivel-global-a-scazut-cu-60-fata-de-2019-ajungand-la-nivelul-anului-2003.html>>, erişim tarihi 14.06.2021.
- [2] **Terörde, M., Wattar, H., Schulz, D.** (2015). *Phase Balancing for Aircraft Electrical Distribution Systems*. IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems, Vol.51, No.3, July 2015.
- [3] **Faiz, M., Chang, Q. A., Pathan, U. Z. A., Chaudhary, F. A.** (2020). *Improved Method for Modelling the Universal High Impedance Arcing Faults wit RLC Circuit in Matlab/Simulink*. Mehran University of Engineering & Technology Jamshoro, Pakistan.
- [4] **Yang, T., Gao F., Bozhko S., and Wheeler P.** (2018). *Power Electronic Systems for Aircraft*. Elsevier Inc., United Kingdom
- [5] **Moir, I., and Seabridge, A.** (2008). *Aircraft Systems Mechanical, Electrical and Avionics Subsystem Integration* (3<sup>rd</sup> ed). John Wiley & Sons, Ltd, England.
- [6] **Chen, J.** (2010). *Study of 270VDC System Application* (Yüksek lisans tezi). Cranfield University, School of Engineering Aircraft Design Programme, England.
- [7] **Madonna, V., Giangrande, P., Galea, M.** (2018). *Electrical Power Generation in Aircraft: Review, Challenges and Opportunities*. IEEE Transactions of Transportation Electrification, Vol.4, No.3, September 2018.
- [8] **Pallett, J. H. E.** (1987). *Aircraft Electrical Systems* (3<sup>rd</sup> ed). Pearson Education Services, India.
- [9] **Url-2** <<https://www.digitalconnectmag.com>>, erişim tarihi 10.03.2021.
- [10] **Url-3** <<https://tameson.com>>, erişim tarihi 21.02.2021.

- [11] **Vuluvala, R. M., Saini, M. L.** (2018). *Load Balancing of Electrical Power Distribution System: An Overview*, National Institute of Technology Kurukshetra, Electrical Engineering Department, India.
- [12] **Wang, K., Skiena, S., Robertazzi, G. T.** (2012). *Phase Balancing Algorithms*. Stony Brook University, Computer Science Department, USA.
- [13] **Siti, M. W., Jimoh, A. A., Nicolae, V.D.** (2005). *Load balancing in distribution feeder through reconfiguration*. 31st Annual Conference of IEEE Industrial Electronics Society, IECON, pp.263-268.
- [14] **Li, M., He, P., Zhao, L.** (2017). *Dynamic Load Balancing Applying Water-Filling Approach in Smart Grid Systems*. IEEE Internet of Things Journal, vol. 4, no. 1, pp. 247-257, Feb. 2017.
- [15] **Siti, W. M., Jimoh, A. A., and Nicolae, V.D.** (2007). *Phase load balancing in the secondary distribution network using fuzzy logic*. AFRICON 2007, Windhoek, pp. 1-7.
- [16] **Zdraveski, V., Todorovski, M., Kocarev, L.** (2015). *Dynamic intelligent load balancing in power distribution networks*. International Journal of Electrical Power & Energy Systems, vol. 73, pp. 157-162.
- [17] **Baran, M. E., and Wu, F. F.** (1989). *Network reconfiguration in distribution systems for loss reduction and load balancing*. IEEE Transactions on Power Delivery, vol. 4, no. 2, pp. 1401-1407, Apr 1989.
- [18] **Babu, R. P., Shenoy, R., Soujanya, R. N., and Shetty, S.** (2014). *Implementation of ACO technique for load balancing through reconfiguration in electrical distribution system*. Annual International Conference on Emerging Research Areas: Magnetics, Machines and Drives (AICERA/iCMMD), Kottayam, pp. 1-5, 2014
- [19] **Kumar, S. K., Jayabarathi, T.** (2012). *A novel power system reconfiguration for a distribution system with minimum load balancing index using bacterial foraging optimization algorithm*. Frontiers in Energy, vol 6, Iss. 3, pp. 260-265, 2012.

- [20] **Glass, M.** (2010). Performance Comparison: Solid State Power Controllers vs. Electromechanical Switching (Rapor No. 7409). New York: Data Device Corporation.
- [21] **Connors, R. T.** (1989). *Measurement Effects on the Calculation of In-Flight Thrust for an F404 Turbofan Engine*. Ames Research Center Dryden Flight Research Facility Edwards, California.
- [22] **Url-4** < <https://www.blogbeforeflight.net> >, erişim tarihi 01.01.2021.
- [23] **Eid, A., El-Kishky, H., Abdel-Selam, M., El-Mohandes, T.M.** (2018). *On Power Quality of Variable-Speed Constant-Frequency Aircraft Electric Power Systems*. IEEE Transactions on Power Delivery, Vol.25, No.1, January 2010.
- [24] **Turan, D., Güney G.** (2021). Kişisel görüşme. 13 Nisan, İstanbul.
- [25] **Url-5** <<https://www.mathworks.com>>, erişim tarihi 17.03.2021.
- [26] **Military Specification Department of Defense.** (1976). *Electric Load and Power Source Capacity, Aircraft, Analysis of (MIL-E-7016F)*.
- [27] **Department of Defense.** (2004). *Aircraft Electric Power Characteristic (MIL-STD-704F)*.
- [28] **Kusic, G.** (2004). *Aircraft Electrical Monitoring & Fault Detection, Department of Electrical Engineering, University of Pittsburgh, Pennsylvania, USA, 2004.*
- [29] **Exner, W. D., Singer, H. G. J.** (1953). *Impedance Data for 400 Cycle Aircraft Distribution Systems*. IEEE Transactions of the American Institute of Electrical Engineers, Part II: Applications and Industry, Volume.71, Issue.6, January 1953
- [30] **Schavemaker, P. H., Sluis, D. V. L.** (2002). *The Arc Model Blockset*. Power System Laboratory, Delft University of Technology, Netherlands, June 2002.
- [31] **Gomes, D.P.S, Ozansoy, C.** (2020). *High-Impedance Faults in Power Distribution Systems: A Narrative of the Field's Developments*. Victoria University, Melbourne, Australia.

- [32] **Salona, S., Bozhko, S.** (2016). *High Impedance Fault Modelling on 11 kV Feeder Using Matlab Simulink*. M Tech Scholar, Department of Electrical Engineering, National Institute of Technology, Agartala, India
- [33] **Sedighi, R. A., and Haghifam, R.M.** (2010). *Simulation of High Impedance Ground Fault In Electrical Power Distribution Systems*. IEEE Transactions on Power Delivery, vol. 4, no. 2, pp. 1401-1407, Apr 1989.



## ÖZGEÇMİŞ

**Ad-Soyad** : Yılmaz KARA

